



РОССИЙСКАЯ
АКАДЕМИЯ
НАУК



ГОСУДАРСТВЕННАЯ КОРПОРАЦИЯ
ПО КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ
РОСКОСМОС



КОМИССИЯ РАН ПО РАЗРАБОТКЕ
НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ ПИОНЕРОВ
ОСВОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО
ПРОСТРАНСТВА



МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ИМЕНИ Н. Э. БАУМАНА



XLI АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ

*посвященные памяти академика С.П. Королёва
и других выдающихся отечественных ученых —
пионеров освоения космического пространства*

СБОРНИК ТЕЗИСОВ

24—27 января 2017 года

*XLI Academic Space Conference,
dedicated to the memory of academician
S.P. Korolev and other outstanding national
scientists — pioneers of space exploration*

ABSTRACTS

24—27 January 2017

**Москва
2017**

УДК 629.78(063)
ББК 39.6
А38

А38

XLI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства : сборник тезисов / Российская академия наук, Государственная корпорация по космической деятельности «РОСКОСМОС», Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана. – Москва : МГТУ им. Н. Э. Баумана 2017. – 565, [1] с. : ил.

ISBN 978-5-7038-4650-6

В сборник вошли тезисы докладов, сделанных на XLI Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства по результатам исследований таких актуальных проблем современной отечественной космонавтики, как научное наследие пионеров освоения космического пространства и конструкторские школы ракетно-космической техники; фундаментальные проблемы космонавтики и состояние развития отдельных ее направлений; место космонавтики в решении вопросов социально-экономического и стратегического развития современного общества; гуманитарные аспекты космонавтики; исследования по истории космической науки и техники. Перечисленные тематические направления являются основой для формирования тематики секций Академических чтений.

Для специалистов в области космонавтики.

УДК 629.78(063)
ББК 39.6

ISBN 978-5-7038-4650-6

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017

Научное издание

XLI Академические чтения по космонавтике

посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства

Сборник тезисов

Оригинал-макет подготовлен в ООО «Манускрипт».

Подписано в печать 17.12.16. Формат 70х100/16.
Усл. печ. л. 45,9. Тираж 650 экз.

УЧАСТНИКИ

- Отделение энергетики, машиностроения, механики и процессов управления РАН
- Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)
- Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева
- НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко
- АО «ВПК «НПО машиностроения»
- Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева
- Центральный научно-исследовательский институт машиностроения
- Исследовательский центр имени М.В. Келдыша
- Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН
- Институт истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова РАН
- НПО им. С.А. Лавочкина
- ЦАГИ имени профессора Н.Е. Жуковского
- Институт медико-биологических проблем РАН
- Центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина
- АО «НИИхиммаш»
- Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
- Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова
- Российская академия космонавтики имени К.Э. Циолковского
- Ассоциация музеев космонавтики
- ОАО «НПК «РЕКОД»

Руководители Оргкомитета

Е. А. Микрин – Генеральный конструктор по пилотируемым космическим системам и комплексам, академик РАН, председатель.

И. А. Комаров – Генеральный директор Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос», сопредседатель.

И. Б. Федоров – президент МГТУ им. Н.Э. Баумана, академик РАН, сопредседатель.

А. А. Александров – ректор МГТУ им. Н.Э. Баумана, д-р техн. наук, сопредседатель.

В. И. Майорова – профессор МГТУ им. Н.Э. Баумана, д-р техн. наук, координатор Оргкомитета Чтений.

Мероприятие проводится при финансовой поддержке РФФИ в рамках проекта №16-08-20865.

СОДЕРЖАНИЕ

Секция 1	
Пионеры освоения космического пространства. История ракетно-космической техники	7
Секция 2	
Летательные аппараты. Проектирование и конструкция.....	19
Секция 3	
Основоположники аэрокосмического двигателестроения и проблемы теории и конструкций двигателей летательных аппаратов.....	54
Секция 4	
Космическая энергетика и космические электроракетные двигательные системы – актуальные проблемы создания и обеспечения качества, высокие технологии	65
Секция 5	
Прикладная небесная механика и управление движением.....	86
Секция 7	
Развитие космонавтики и фундаментальные проблемы газодинамики, горения и теплообмена.....	117
Секция 8	
Экономика космической деятельности.....	149
Секция 9	
Космонавтика и устойчивое развитие общества (концепции, проблемы, решения)	177
Секция 10	
Космонавтика и культура	200
Секция 11	
Наукоемкие технологии в ракетно-космической технике	207
Секция 12	
Объекты наземной инфраструктуры ракетных комплексов	254
Секция 13	
Баллистика, аэродинамика летательных аппаратов и управление космическими полетами.....	271
Секция 14	
Аэрокосмическое образование и проблемы молодежи.....	326

Секция 15	
Комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов.....	368
Секция 16	
Использование результатов космической деятельности в интересах социально-экономического развития Российской Федерации и ее регионов	381
Секция 17	
Системы управления космических аппаратов и комплексов	393
Секция 18	
Автоматические космические аппараты для планетных и астрофизических исследований. Проектирование, конструкция, испытания и расчет	418
Секция 19	
Производство конструкций ракетно-космической техники	443
Секция 20	
Космическая биология и медицина	470
Секция 21	
Космическая навигация и робототехника	486
Секция 22	
Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, лётные испытания, эксплуатация.....	502
Дополнение с секции 3.....	560
Дополнение с секции 13.....	563

ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

24 января 2017 г., вторник, 11 час.
МГТУ им. Н.Э.Баумана, Учебно-лабораторный корпус, Большой зал
(Рубцовская наб., д. 2/18)

- Регистрация участников Чтений – 10 час.
Открытие Чтений Ректор МГТУ им. Н.Э.Баумана
А.А. Александров
- Вступительное слово Генеральный конструктор
по пилотируемым космическим системам и
комплексам,
академик РАН **Е.А. Микрин**
- Современное состояние и перспективы развития отечественной
пилотируемой космонавтики
(к 110-летию со дня рождения академика С.П. Королева)
Генеральный конструктор
по пилотируемым космическим системам и
комплексам,
академик РАН **Е.А. Микрин**
- Марс и Луна – приоритеты российской космонавтики
Директор ИКИ РАН,
академик РАН **Л.М. Зеленый**
- В.П. Мишин и его вклад в ракетно-космическую технику и инженерное
образование (к 100-летию со дня рождения академика В.П. Мишина)
Член-корреспондент РАН
О.М. Алифанов
- Презентация книги «Жить надо с увлечением!» (к 110-летию со дня
рождения академика С.П. Королева)
Н.С. Королева



ПИОНЕРЫ ОСВОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА. ИСТОРИЯ РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

А.И. СОКОЛОВ – ОДИН ИЗ САМЫХ ЗНАКОВЫХ ПРОФЕССИОНАЛОВ СТАНОВЛЕНИЯ РАКЕТНОГО И КОСМИЧЕСКОГО ВООРУЖЕНИЯ СССР

В.П. Кузнецов

vpkvpk@mail.ru

Межрегиональная общественная организация «Ветераны КИК»

В годы ВОВ А.И. Соколов предписанием Председателя Государственного Комитета обороны был направлен на Урал для организации серийного выпуска и испытаний Гвардейских реактивных минометов. Всего было создано более 10 000 таких минометов и миллионы снарядов к ним. За годы ВОВ Андрей Илларионович далеко не случайно был награжден 4 орденами.

В 1945 году ГШ ВС выдал генералу Соколову удостоверение о том, что он в сопровождении Ю.А. Победоносцева, В.П. Глушко, Г.А. Тюлина и С.П. Королёва следует в английскую зону оккупации Германии на показательный пуск ракеты Фау-2. На всю нашу делегацию этот пуск произвел неизгладимое впечатление: Чего-то подобного в мире еще не было.

В 50-х годах А.И. Соколов являлся начальником реактивного вооружения, заместителем командующего артиллерией ВС СССР. Он принимал в 50-х - 60-х годах активное участие в испытаниях многих ракетных комплексов. Сложилось устойчивое мнение, что он является профессионалом - ракетчиком высочайшего класса.

Не меньшая роль Андрея Илларионовича в успехах в области начала освоения космоса. Именно он, будучи начальником реактивного вооружения, а, следовательно, и заказчиком работ по ракетному и космическому вооружению, официально утвердил в октябре 1954 года план работ по решению проблемы запуска на орбиту Земли искусственного спутника группой сотрудников НИИ-4, возглавляемой М.К. Тихонравовым. До этого эта работа была отвергнута на НТС института и НТС Академии артиллерийских наук и проводилась 4 года во вне рабочее время, то есть неофициально, не поддерживаемая командованием.

С сентября 1955 года генерал Соколов А.И. становится начальником НИИ-4 МО. В феврале 1956 года он назначил одного из своих заместителей Ю.А. Мозжорина научным руководителем НИР по разработке эскизного проекта КИК, который создавался как одно из подразделений НИИ-4 МО. В результате создания КИК и запуска первого ИСЗ А.И. Соколов награждается высшей государственной наградой – орденом Ленина. За научную работу по автоматизации передачи и обработки информации в КИК при обеспечении первого пилотируемого КК ему в 1961 году присуждается Ленинская премия.

А.И. Соколов неоднократно назначался председателем Государственных комиссий по испытанию МБР. В 60-х годах за успешные испытания ракетной техники он награждался вторым орденом Ленина, а затем ему присуждена Государственная премия СССР.

Организатор научной и производственной деятельности, доктор технических наук, генерал-лейтенант А.И. Соколов до конца службы в вооружённых силах был руководителем крупнейшей комплексной НИР. Её суть заключалась в разработке и научном

обосновании программы целевого планирования развития ракетного вооружения и систем его обеспечения. В её разработке принимало участие большинство научных отделов НИИ-4 МО. Несмотря на усилия научных коллективов и особенно их научного руководителя А.И. Соколова, руководство РВСН и Минобороны препятствовало её реализации до тех пор, пока по состоянию здоровья Андрей Илларионович не был уволен в отставку. Его работы все же были успешно реализованы в последующих 70-х годах

ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР АВИАЦИОННЫХ, РАКЕТНЫХ И НАЗЕМНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НИКОЛАЙ ДМИТРИЕВИЧ КУЗНЕЦОВ (1911–1995)

И.Г. Кручинова

wwwwww@gmik.ru, orientalka@mail.ru

ГМИК им. К.Э. Циолковского

23 июня 2016 г. – день 105-летия со дня рождения выдающегося конструктора авиационных и ракетных двигателей Николая Дмитриевича Кузнецова, академика АН СССР, дважды Героя Социалистического Труда, лауреата Ленинской премии, д.т.н., Почётного гражданина г. Самары. Доклад является актом признания его таланта и исключительных заслуг перед Отечеством.

Под его руководством и при непосредственном участии коллектив предприятия с 1949 г. по 1994 г. создал 57 модификаций двигателей, многие из которых до сих пор не имеют аналогов в мире. Двигатели серии «НК» нашли широкое применение на пассажирских, военно-транспортных, военных самолетах и экранопланах, созданных ведущими российскими конструкторами XX века: А.Н. Туполевым, С.В. Ильюшиным, О.К. Антоновым, Р.Е. Алексеевым, что обеспечило почти половину грузопассажирских перевозок в стране. Не одно десятилетие на них летает вся российская стратегическая авиация.

Разработки в области ракетной тематики: двигатель второй ступени ракеты «ГР-1» с высотным соплом и ЖРД для трех ступеней ракетного комплекса «Н-1» (лунная ракета). Созданный более сорока лет назад, ракетный двигатель «НК-33» по техническим параметрам и надёжности до сих пор остается непревзойденным и представляет интерес для отечественных и зарубежных специалистов. Появление «НК-33» стало мощным техническим прорывом в отечественном ракетном двигателестроении. В «НК-33» впервые были применены принципиально новые решения, обеспечивающие его высокую надёжность и многообразие использования.

При решении проектировочных, конструкторских задач и поиске оптимальных сочетаний параметров Николай Дмитриевич Кузнецов, будучи противником шаблонов, всегда исходил из необходимости компромиссов, не повторял однажды выбранных схем, старался найти лучшие решения. В этом ему помогли эрудиция ученого, интуиция конструктора и никогда не изменявшее ему чувство реальности.

МИХАИЛ ГРИГОРЬЕВИЧ ТАТКО: СТРАНИЦЫ БИОГРАФИИ РАЗРАБОТЧИКА КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

В.Н. Парамонов В.Н¹
С.В. Семёнов²

paramonov.vyach@yandex.ru,
se-cret@yandex.ru

¹Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королёва,

²АО «РКЦ «Прогресс»

М.Г. Татко родился 7 ноября 1925 года в городе Киеве. После окончания средней школы приобрел специальность печатника. С началом войны семья переехала в Куйбышев, где он был призван в армию и с мая по ноябрь 1943 г. воевал рядовым на Северо-Западном фронте, был тяжело ранен. После лечения он в 1944 г. поступает в Куйбышевский авиационный институт, который оканчивает в 1950 г. по специальности «инженер-механик» и по распределению попадает на Государственный авиационный завод № 1 им. И.В. Сталина. Первые несколько лет Татко работал мастером и старшим мастером в сборочном цехе, а с января 1954 г. возглавил цех входного контроля. Подразделение осуществляло проверку основной аппаратуры нового изделия – бомбардировщика Ту-16 и являлось своеобразным «мозгом» предприятия.

В связи с переходом предприятия на выпуск ракетно-космической техники цеху поручалось ведение всей документации по новому изделию – МБР Р-7. Также встал вопрос о создании на заводе собственного приборно-кабельного производства. Во многом благодаря усилиям М.Г. Татко ракеты-носители, изготовленные заводом в 1960-1962 гг., были оснащены уже новым электрокабельным оборудованием, изготовленным для серийных изделий с учётом опыта пусков МБР Р-7 и Р-7А. Это способствовало повышению надёжности бортовой аппаратуры и системы управления в целом, результатом чего можно считать успешные запуски первых пилотируемых кораблей серии «Восток».

В 1962 году М.Г. Татко переходит на работу в Куйбышевский Совет народного хозяйства, где остаётся вплоть до его ликвидации. После этого он работает в должности заместителя главного инженера завода «Экран» (г. Куйбышев), а через два года организаторские способности Михаила Григорьевича и его умение работать со смежными предприятиями становятся жизненно необходимыми для набравшего силу филиала № 3 ОКБ-1. В это время сюда поступает первая документация по теме Н1-ЛЗ для полёта на Луну, на заводе «Прогресс» начинается масштабная реконструкция под изготовление «лунной ракеты». Руководитель филиала № 3 ОКБ-1 главный конструктор Д.И. Козлов пригласил М.Г. Татко на должность своего помощника по испытаниям изделия 11А52 и руководителя испытательных подразделений филиала № 3.

С мая 1966 года Татко был утвержден также представителем КБ в постоянно действующей комиссии по качеству на заводе «Прогресс», занимаясь различными серийными изделиями (РН «Восход», «Молния», отработка новой ракеты «Союз»). В том же 1966 году Татко возглавил рабочую группу по тепловым испытаниям блока «Г» ракеты-носителя Н-1. В 1967 году он, наряду с основной работой, совмещает должность заместителя технического руководителя по проведению испытаний новых экспериментальных установок.

После закрытия темы Н-1 вся его энергия направляется в новое русло – объективную тематику. С 1974 года Татко является помощником главного конструктора (а потом и его заместителем) по теме космических аппаратов типа «Зенит». Уже в самом начале своей новой деятельности он возглавляет комиссию по проведению ресурсных испытаний новейших модификаций КА «Зенит».

«Зениты» станут его наиважнейшим делом на оставшиеся годы жизни. За время работы по данной тематике М.Г. Татко получил несколько авторских свидетельств, а 28 апреля 1984 г. ему была присуждена Премия Совета Министров СССР за достижения в области информационной техники. Его жизненный путь был отмечен многими наградами: орденом Отечественной войны, Трудового Красного Знамени, Знак Почета, медалями Федерации космонавтики СССР. Умер Михаил Григорьевич Татко 10 июля 1991 г., подготавливая свой новый проект по очередной модернизации КА «Зенит». Он считал конструктивный ресурс этого типа спутников еще далеко не исчерпанным. К сожалению, он ушел, не реализовав многих замечательных идей в области космического аппаратостроения.

ГИРД – КАК ИСТОРИЧЕСКОЕ НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКОЕ НАЧАЛО ОТЕЧЕСТВЕННОГО РАКЕТОСТРОЕНИЯ

А.П. Александров

Alexander.Alexandrov@rsce.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Доклад посвящен истории организации и результатам практической деятельности Группы изучения реактивного движения, созданной в августе 1931 года в городе Москве.

Основателями Московского ГИРДа стали С.П. Королев, Ф.А. Цандер, М.К. Тихонравов, Ю.А. Победоносцев – ныне известные деятели отечественного ракетостроения и космонавтики. Организация, подобно другим обществам и группам энтузиастов, развернувших пропагандистскую деятельность по осуществлению идей К.Э. Циолковского о межпланетных ракетных полетах, активно включилась в эту работу.

Руководителям ГИРДа удалось при поддержке Осоавиахима, организовав производственно-экспериментальную базу и сплотив вокруг себя значительные инженерные силы, достичь больших пропагандистских и практических результатов. Через два года напряженной работы ГИРД вместе с Ленинградской газодинамической лабораторией (ГДЛ) превратился в организацию более высокого уровня – Реактивный научно-исследовательский институт (РНИИ).

У людей, пришедших в ГИРД, кроме желаний и стремлений уже был опыт работы в авиационной, были свои осуществленные авиационные конструкции, задуманные конструкции и идеи в ракетной технике. Именно из этих людей вышел начальник ГИРДа Сергей Павлович Королев, в котором с выдающимся конструкторским талантом сочетались глубокая научная интуиция и блестящие организаторские способности. Из этих же людей вышли руководители бригад и большинство других ведущих работников ГИРДа. Дальнейшее развитие отечественного ракетостроения и полеты в заатмосферное пространство имели прямую связь с работами «гирдовцев», получивших первые результаты разработки методик расчета конструкций ракет, применения жидкого кислорода в качестве окислителя с различными компонентами топлива ракетных ЖРД.

Основная первоначальная задача ГИРДа состояла в том, чтобы доказать на опыте пригодность реактивного принципа движения, создавая летательные аппараты таких конструкций, которые было возможно создать, используя уровень развития техники и технологий того времени. Это и было сделано достаточно убедительно, на высоком научно-техническом уровне и в удивительно короткий срок.

Представленная в докладе информация о состоянии научных разработок и практическом ракетостроении в других странах в начале 30-х годов прошлого столетия

выгодно показывает отечественную, как передовую, технологию производства ЖРД и ракет с их применением.

ОНИ БЫЛИ ПЕРВЫМИ

В.П. Приходько

vprikhodko23021950@bk.ru

Межрегиональная общественная организация «Ветераны КИК»

Доклад посвящён памяти наших сограждан, которые были в первом отряде космонавтов СССР. За последнее время был открыт ряд документов, на основании которых получили освещение закрытые страницы истории формирования и судьбы членов первого отряда космонавтов.

Детальные исследования по изучению влияния космической среды на биологические объекты проводились задолго до полёта человека в космос. Это были эксперименты, проводимые в СССР и США с собаками и обезьянами на геофизических ракетах и, позднее, на спутниках. Это позволило учёным сделать вывод о реальной возможности полёта в космос. С этой идеей С.П. Королёв обращается к Д.Ф. Устинову, тем более по данным нашей разведки США готовили полёт человека в космос. Решение СМ СССР о разработке пилотируемого комплекса «Восток» было принято по инициативе

Д.Ф. Устинова и других в мае 1959 года. Указанная работа была возложена на Военно-воздушные силы (ВВС) и реализована группой специалистов Центрального военного научно-исследовательского авиационного госпиталя (ЦВНИАГ). Многоступенчатый и кропотливый процесс отбора приведён в подробном статистическом материале. В итоге в период 1959-1960 годов из 3461 человека полностью все этапы медицинского обследования прошли 29 человек, из которых мандатная комиссия и утвердила 20 человек, вошедших в первый отряд космонавтов. 11 января 1960 года был образован Центр подготовки космонавтов (войсковая часть 26266). Приведена подробная хронология работ, предшествующих запуску первого космонавта, в том числе и работы по отработке ракетно-космической техники. Далее подробно рассмотрен вопрос о том, как был выбран космонавт № 1 и его дублёр и приведена подробная хронология первого полёта. В заключении приведены истории судеб членов первого отряда космонавтов.

К ИСТОРИИ ИНФОРМАЦИОННО-МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПЕРВЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПРОЕКТОВ И НАУЧНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ НА ПИЛОТИРУЕМЫХ КОРАБЛЯХ

Т.А. Сушкевич

tamaras@keldysh.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

По случаю 60-летия запуска в СССР ПЕРВОГО искусственного спутника Земли 4 октября 1957 года одна из важных целей доклада – напомнить о грандиозной роли Главного Теоретика космонавтики, Президента Академии наук СССР, единственного математика трижды Героя Социалистического Труда академика Мстислава

Всеволодовича Келдыша (10.02.1911-24.06.1978) в организации великой советской науки, которая была достойным конкурентом мировой науке и обеспечила научно-технический прогресс в СССР и приоритеты в покорении космоса [1-4]. Важно восстановить истинные факты начала открытия космической эры и развития космонавти-

ки и показать как гениальные МАТЕМАТИК и КОНСТРУКТОР вместе покорили космос. Главное – обратить внимание исследователей на становление и развитие научного направления, связанного с приложениями математики и «computer science» в многогранных космических проектах и исследованиях, проблемах дистанционного зондирования Земли, эволюции окружающей среды и климата Земли, космического земледелия [5].

Исследование поддержано Российским фондом фундаментальных исследований (проекты № 15-01-00783, № 17-01-00220).

1. Келдыш М.В. Творческий портрет по воспоминаниям современников. М.: Наука, 2001. 416 с.
2. Келдыш М.В. Мстислав Всеволодович Келдыш. 100 лет со дня рождения // ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. Составители: Езерова Г.Н., Попов Ю.П., Лукичев М.А. Ярославль: ООО Издательство РМП, 2011. 344 с.
3. Сушкевич Т.А. Главный Теоретик М.В.Келдыш и Главный Конструктор космонавтики С.П.Королев - покорители космоса // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2011. Т. 8, № 1. С. 9-25.
4. Сушкевич Т.А. М.В. Келдыш - организатор международного сотрудничества в космосе и первой советско-американской Программы «Союз-Аполлон» (ЭПАС) // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2011. Т. 8, № 4. С. 9-22.
5. Сушкевич Т.А., Стрелков С.А., Максакова С.В. 60 лет от первого совещания по ИСЗ до современных систем дистанционного зондирования и мониторинга Земли из космоса: информационно-математический аспект (история и перспективы) // Оптика атмосферы и океана. 2014. Т. 27, № 7. С. 21-27.

РОЛЬ ИНЖЕНЕРОВ-КОСМОНАВТОВ В РАСШИРЯЮЩЕЙСЯ ПРОГРАММЕ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЁТОВ

А.Ю. Калери

alexander.kalery@rsce.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Согласно постановлению ЦК КПСС и СМ СССР от 10 декабря 1959 г. ОКБ-1 работало, в том числе, над созданием тяжёлого межпланетного корабля и подготовкой марсианской пилотируемой экспедиции. Среди прочих необходимо было решить такие сложнейшие задачи, как обеспечить многомесячное пребывание человека в космосе, научиться стыковать корабли на орбите, освоить работу космонавтов вне космического корабля, научиться работать в дальнем космосе практически без поддержки Земли. Стало очевидно, что для такой работы, помимо прочего, нужны в качестве космонавтов высококвалифицированные специалисты из различных областей знания.

Уже в начале 1962 г. в ОКБ-1 была подготовлена докладная записка об отборе и подготовке специалистов-космонавтов (инженеров и учёных). В ней предлагалось отбирать космонавтов из инженеров и учёных, непосредственно участвующих в проектировании, конструировании, отработке и испытаниях космических аппаратов и их оборудования. Подготовку таких специалистов-космонавтов предлагалось вести без отрыва от их основной производственной деятельности на базе специального сектора подготовки при ОКБ-1. Вехами реализации предложений, содержащихся в докладной записке, были создание института медико-биологических проблем, отдела лётных испытаний ОКБ-1 для отбора и подготовки специалистов-космонавтов, отбор инженеров-космонавтов в ОКБ-1 и создание группы космонавтов в 1966 г.

В марте 1967 г. принимается Положение о космонавтах-испытателях и космонавтах-исследователях Союза ССР. Инженеры-космонавты ЦКБЭМ участвовали в лётных испытаниях «Союза», готовились к облёту Луны по программе Л1 и участвовали в работах по комплексу ЛЗ.

В дальнейшем межпланетная пилотируемая тематика в нашей стране была свёрнута. Начались обширные работы на долговременных орбитальных станциях. Третья часть всех летавших до настоящего времени космонавтов нашей страны работала в прошлом в ОКБ-1, ЦКБЭМ, НПО «Энергия» и РКК «Энергия». С 2011 года все космонавты России объединены в отряде космонавтов Роскосмоса. Однако новые задачи, поставленные перед российской пилотируемой космонавтикой, потребуют новой организации деятельности космонавтов в России.

Опыт работы инженеров-космонавтов РКК «Энергия» окажется полезным при решении новых задач.

КОСМИЧЕСКОЕ ТЕЛЕВИДЕНИЕ. РЕАЛИЗАЦИЯ ИДЕЙ С.П. КОРОЛЕВА

В.В. Зеленова, А.К. Цыцулин

niitv@niitv.ru

АО «Научно-исследовательский институт телевидения»

Первая в мире космическая телевизионная система была разработана в 1956–1959 гг. во ВНИИ телевидения.

Рождение космического телевидения – это реализация идей Сергея Павловича Королёва. 22 августа 1956 г. С. П. Королёв утвердил Техническое задание на НИР, где были изложены основные направления развития ТВ-техники для изучения поверхностей планет и наблюдения за объектами внутри космического корабля.

Постановлением Совета Министров СССР от 20 февраля 1958 г. была поставлена первоочередная задача – создать аппаратуру, которая должна передать изображение невидимой доселе обратной стороны Луны. В работе, кроме ВНИИ телевидения – головного исполнителя, должен был принять участие ряд предприятий.

«Енисей» – название первой космической ТВ системы (научный руководитель темы – И.Л. Валик, заместитель – П.Ф. Брацлавец, удостоенные за эту работу Ленинской премии). 4 октября 1959 г. ракета на базе Р-7 вынесла на орбиту автоматическую лунную станцию (АМС «Луна-3») с аппаратурой, созданной во ВНИИТ. 7 октября с борта АМС пришли первые изображения Луны. Родилось космическое телевидение. Первая часть ТЗ С. П. Королёва была выполнена.

Одновременно с созданием космической ТВ системы «Енисей» в институте разрабатывалась малокадровая ТВ аппаратура для наблюдения за объектами внутри космического корабля. Система была названа «Селигер». 19 августа 1960 г. стартовал космический корабль с собаками на борту. Пять наземных приёмных пунктов (НИПы) приняли стотрочное изображение Белки и Стрелки. Впервые в истории человечества была осуществлена телевизионная передача с борта космического корабля.

12 апреля 1961 года состоялся полет Ю. А. Гагарина, ознаменовавший рубеж в истории человечества. Телевизионные изображения первого космонавта планеты приняли три НИПа. Вторая часть задания С. П. Королёва, поставленная перед ВНИИ телевидения, была успешно выполнена.

Все, что создано в первое десятилетие космического телевидения с 1956 по 1966 гг. от первого ТЗ до взгляда, как сказал Королёв, «на всю Землю сразу» с высоты почти 40 тысяч километров по заслугам может быть названо королёвским космическим телевидением.

ЗЕМНЫЕ ОРБИТЫ ПЕРВОПРОХОДЦЕВ КОМАНДНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА (60-ЛЕТИЮ ОБРАЗОВАНИЯ КОМПЛЕКСА ПОСВЯЩАЕТСЯ)

С.И. Мигулин

migsi@yandex.ru

НИИ Военной истории ВАГШ ВС РФ

Запуском первого в мире искусственного спутника Земли было положено начало космической эры человечества. Затем последовал первый полёт человека в космос и другие гигантские шаги в изучении Вселенной и освоении космического пространства. Они открыли человечеству небывалые возможности для развития науки, экономики и культуры, для решения оборонных задач и укрепления мира на Земле. Без Командно-измерительного комплекса (КИК) невозможен ни один космический полёт.

Доклад посвящён: деятельности государственных и военных органов по созданию и развитию Командно-измерительного комплекса в период подготовки его к запуску первого ИСЗ, первых космических аппаратов к Луне и другим планетам; формированию Центра Командно-измерительного комплекса и научно-измерительных пунктов (НИП); подготовки технических средств комплекса к работам по первому и следующим спутникам, управлению межпланетными автоматическими станциями. Раскрывается роль руководителей Центра и командиров НИП по подготовке личного состава и техники к выполнению специальных работ.

Золотыми буквами в летопись комплекса вписаны имена первых командиров и начальников: Витрука А.А., Карася А.Г., Агаджанова П.А., Чигогидзе Г.И., Туманяна Г.Л. и др.

Даны Указы Верховного Совета СССР о награждении сотрудников командно-измерительного комплекса за их труд при работе по первым спутникам.

ВКЛАД ВОЕННЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ В СОЗДАНИЕ КИК. К 50-ЛЕТИЮ НАУЧНО-ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ УПРАВЛЕНИЙ

О.А. Скрыль

OAS197@mail.ru

Межрегиональная общественная организация «Ветераны КИК»

В период 1960 – 1966 годов значительно увеличилось количество и сложность задач, которые решал командно - измерительный комплекс (КИК). В числе этих задач: обитаемые космические аппараты (КА); КА разведки «Зенит 2», «Зенит 4», «Целина Д»; КА метеонаблюдений «Метеор»; КА связи «Молния 1»; КА связи и навигации ВМФ «Циклон»; КА советской лунной программы; КА по освоению дальнего космоса «Венера» и «Марс»; КА «Стрела 1», «Электрон» и другие. Соответственно для телеуправления КА значительно увеличилось и количество средств наземного комплекса управления, и техническая оснащённость измерительных пунктов (ИП). Решать эти задачи в рамках прежней штатной структуры КИК было невозможно. Реорганизация КИК осуществлялась по нескольким направлениям, в результате которой в феврале 1962 года был создан Центр КИК ИСЗ и КО. Следующим этапом в 1966 году было создание в составе Центра КИК ИСЗ и КО для управления и проведения лётных испытаний шести научно-испытательных управлений (НИУ): четырёх НИУ для управления КА родственных типов; НИУ испытаний и эксплуатации командно-измерительных средств (КИС) и средств автоматизации КИКа; НИУ обработки и анализа телеметрической информации. С этого этапа начинается развитие космической техники, в основу которой положено созда-

ние сложных многофункциональных систем, резкое усложнение задач подготовки и проведения лётных испытаний и управления КА, создание КА с длительными сроками их существования, перевод КА и КИК на автоматизированное управление, повышение роли математического обеспечения, оснащение КИК перспективными КИС, внедрение оперативного и долгосрочного планирования для рационального использования космической и наземной техники, расширение научных исследований при использовании космической и наземной техники. В семидесятые года в КИКе было задействовано более 500 единиц наземных и корабельных комплексов десятков наименований. В докладе рассмотрено конкретное участие специалистов управления испытаний и эксплуатации в научно-техническом сопровождении создания, проведении испытаний и обеспечении эксплуатации средств наземного автоматизированного комплекса управления (НАКУ). За свой труд многие сотрудники получили Государственные награды, стали лауреатами Государственной премии СССР и премии Совета Министров СССР.

ИСТОРИЧЕСКИЙ ОПЫТ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ 53 НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО ИСПЫТАТЕЛЬНОГО ПОЛИГОНА МИНОБОРОНЫ СССР (КОСМОДРОМА ПЛЕСЕЦК) В КОСМИЧЕСКОЙ СФЕРЕ С 1964 ПО 1976 ГГ.

Е.К. Бабичев

Babichev.e.k@gmail.com

Правительство Московской области

На примере работы 53 Научно-исследовательского испытательного полигона Минобороны СССР (далее 53 НИИП) автором изучен опыт реализации приоритетов космической деятельности СССР периода достижения военно-космического паритета с США в 60-70-е годы XX века.

Установлено, что космическая тематика на 53 НИИП на протяжении указанного периода развивалась, в основном, в одном из приоритетных направлений – создание космических комплексов и систем военного назначения. В деятельности коллектива испытателей и боевых расчётов полигона по отработке и эксплуатации РКК воплощалось важнейшее из приоритетных требований – повышение надёжности техники. Деятельность 53 НИИП проходила в условиях действия ряда объективных факторов, накладывавших жесткие ограничения на процессы испытаний и применения космических средств и предъявлявших особые требования к личному составу испытательных формирований.

Выделено конкретное содержание исторического опыта деятельности 53 НИИП в космической сфере с 1964 по 1976 гг. Его объективность подтверждена обобщёнными статистическими данными. В качестве свидетельства эффективности работы промышленности совместно с полигоном по повышению надёжности РКК предложена статистика отказов и неисправностей, выявленных в ходе наземной подготовки космических аппаратов на 53 НИИП.

Для оценки уровня квалификации боевых расчётов автором предложен ряд показателей:

- время выполнения штатных операций технологического графика;
- абсолютное и относительное количество замечаний и неисправностей по вине расчёта;
- количество выявленных расчётом замечаний по технике и эксплуатационно-технической документации.

Приведена обобщённая статистика и анализ по этим показателям для космических комплексов 1 поколения, эксплуатировавшихся на 53 НИИП в 1966-77 гг.

Сделан вывод о вкладе полигона в создание и развёртывание первых отечественных космических комплексов и систем и достижение военно-космического паритета с США.

Благодаря целенаправленной деятельности испытательных коллективов 53 НИИП в 60-70-х годах были решены задачи отработки 14 из 21 космических комплексов первого поколения и в то же время – было обеспечено на требуемом уровне выполнение оперативных планов поддержания орбитальных группировок военного назначения.

Исторический опыт 53 НИИП, по мнению автора, может служить основой для выработки практических рекомендаций о путях повышения надёжности техники и в реализации принципов вооруженной борьбы в космической сфере в современных условиях.

О ДАТЕ СОЗДАНИЯ ГУРВО

В.И. Ивкин

ivkin-v@mail.ru

Военная академия РВСН им. Петра Великого

Об огромном значении для нашей страны постановления Совета Министров СССР от 13 мая 1946 №1017-419с «Вопросы реактивного вооружения» говорится регулярно. И это справедливо, так как этим решением было положено начало всемирно-историческим успехам Советского Союза в освоении космического пространства, созданию ракетно-ядерного щита Отечества.

День 13 мая считается профессиональным праздником многих предприятий и организаций ракетно-космической техники. В том числе и Управления заказов ракетного вооружения. Сентенция «Управление реактивного вооружения (4-е Управление) ГАУ было сформировано во исполнение постановления Совета Министров СССР от 13 мая 1946 г.», кочующая из одной публикации в другую, является ошибочной, искажающей правду истории.

Согласно проведенным исследованиям, 4-е Управление ГАУ было сформировано в апреле 1946 года до выхода постановления Совета Министров. Приказом начальника Главного артиллерийского управления № 039 от 28 марта 1946 года был утверждён План реорганизации Главного артиллерийского управления Красной Армии в Главное артиллерийское управление сухопутных войск Министерства Вооруженных сил СССР. Начальник Генерального штаба А.М. Василевский 11 апреля 1946 г. утвердил штат № 1/614-П «Управление реактивного вооружения (4-е Управление) ГАУ», в составе двадцати самостоятельных отделов и секретного отделения с общим количеством личного состава 226 человек, в том числе 4 генерала (один генерал-лейтенант – начальник управления; три генерал-майора – заместители начальника управления), 159 офицеров и 63 служащих.

Приказ по Главному артиллерийскому управлению сухопутных войск № 051 от 13 апреля 1946 года констатировал: «Главное артиллерийское управление Красной армии с 15 апреля 1946 г. считать реорганизованным в Главное артиллерийское управление сухопутных войск министерства Вооруженных сил Союза ССР по штату № 1/614». Этим же приказом, подписанным маршалом артиллерии Н.Д. Яковлевым, с 15 апреля 1946 г. были допущены к исполнению обязанностей: заместителя начальника ГАУ по вооружению гвардейских минометных частей генерал-майор инженерно-артиллерийской службы Соколов Андрей Илларионович; начальника 4-го управления ГАУ инженер-полковник Мрыкин Александр Григорьевич; начальника управления заказов,

производства и снабжения вооружением гвардейских минометных частей инженер-полковник Комиссарчик Моисей Абрамович. Пункт третий приказа требовал приказами начальников управлений с 15 апреля 1946 г. допустить к исполнению обязанностей личный состав управлений.

Таким образом, первым начальником управления реактивного вооружения был полковник Александр Григорьевич Мрыкин, а не генерал-майор Соколов Андрей Илларионович, как это сейчас прописано во всех справочных, энциклопедических и исторических трудах. И управление реактивного вооружения ГАУ сформировано не во исполнение постановления Совета Министров СССР от 13 мая 1946 г. № 1017-419 «Вопросы реактивного вооружения», а за месяц до выхода этого постановления.

Считаю, днём образования Управления реактивного вооружения Главного артиллерийского управления правомерно считать 13 апреля 1946 года, а первым начальником этого управления полковника Мрыкина Александра Григорьевича.

ЗНАЧЕНИЕ КОРАБЛЕЙ МОРСКОГО КОСМИЧЕСКОГО ФЛОТА В ОСВОЕНИИ КОСМОСА

В.В. Митропов

viktor-mitropov@mail.ru
vmitropov57@gmail.com

Клуб ветеранов морского космического флота

Баллистические расчёты орбит космических аппаратов (КА) показали, что единственным районом, подходящим для контроля включения/выключения тормозных двигателей для спуска КА с орбиты и посадки их на территорию СССР, а также контроля 2-го старта автоматических межпланетных станций (АМС) с промежуточной орбиты является Центральная зона Атлантики (Гвинейский залив). Кроме того, из 16-ти суток витков 6 проходят над Атлантическим океаном и «невидимы» с территории СССР наземными измерительными пунктами. Для выполнения задач по проведению траекторных и телеметрических измерений КА, контролю работы бортовой аппаратуры, определению времени и координат приземления или приводнения КА С.П. Королёв предложил создать специальные суда. В 1960г. для приёма телеметрической информации и передачи её в ЦУП Командно-измерительного комплекса (КИК) создаётся Атлантическая группа первых плавучих измерительных пунктов (ПИП). Находясь в Атлантике, на трассе спуска КА «Восток», экспедиции судов ПИП «Краснодар», «Ильичевск» и «Долинск» зафиксировали и передали в ЦУП КИК время включения и выключения тормозного двигателя корабля и телеметрию о работе бортовых систем и самочувствии космонавта Ю.А. Гагарина. В 1963г. первым командиром сформированного «Плавучего телеметрического комплекса», был назначен капитан первого ранга Безбородов В.Г. В 1967г. для реализации Лунной программы страны построены первые специализированные научно-исследовательские суда (НИС) Морского космического флота (МКФ) проекта «Селена» и первый плавучий измерительный комплекс НИС «Космонавт Владимир Комаров». В июле 1967г. все ПИПы включены в состав экспедиционного флота АН СССР. В 1970/71гг., для выполнения 2-ой Лунной программы, построены НИС «Академик Сергей Королёв» и флагман МКФ НИС «Космонавт Юрий Гагарин». В 1977/78гг. в состав МКФ вошли суда проекта «Селена-М», оснащенные современными телеметрическими и вычислительными средствами (НИС космонавты «Владислав Волков», «Павел Беляев», «Георгий Добровольский» и «Виктор Пацаева»). К 1979г. в составе МКФ было: 11-ть специализированных судов Атлантической группировки и 4-е специализированных кораблей в Тихом океане. С 1960 по 1995гг. суда МКФ приняли активное участие во всех космических программах страны и обеспечивали

управление обитаемыми и беспилотными КА (Восток, Восход, Союз, Союз-Т, -ТМ, Прогресс), Многоразовыми КА (Бор, Буран), АМС (Луна, Марс, Венера), ДОС (Салют, МИР), спутниками Земли и связи (Космос, Зенит, Горизонт, Экран, Радуга, Молния, Метеор, Зонд), навигационными спутниками Системы ГЛОНАС. За весь период существования комплекса МКФ по вине экспедиций судов не было ни одного срыва сеансов связи с космическими объектами.

БИЛИМБАЙ – ДОРОГА В КОСМОС

С.П. Могила, А.М. Моисеев

fund-fs@mail.ru

Фонд «Строгановфф»

Поселок Билимбай расположен на территории город Первоуральск Свердловской области, на склонах Уральского хребта, на берегу реки Чусовой, вблизи границы Европа-Азия, в 60 км от Екатеринбурга.

Билимбай имеет богатую историю, связанную с династией рода Строгановых. Именно ими в поселке в начале XVIII века был заложен их первый чугуноплавильный завод, который стал одним из передовых и лучших в России и Европе; построен великолепный Свято-Троицкий Храм, самый большой в горнозаводском Урале.

В 1941 году в Билимбай прибыли сотрудники военного завода № 293 под руководством авиаконструктора В.Ф. Болховитинова. Билимбаевскую «школу» Болховитинова, расположившуюся в Свято-Троицком Храме, прошли тогда многие будущие авиационные и космические конструкторы с мировым именем. Это создатель крылатых ракет А.Березняк, разработчик жидкостных ракетных двигателей для ракет и космических аппаратов А.Исаев; соратники Главного конструктора Королева В.Мишин, М.Мельников, Б.Черток и многие другие.

Поселок Билимбай – родина первого реактивного самолёта. В стенах Строгановского чугуноплавильного завода происходило его создание. Для испытаний нового самолёта на Урал был отправлен опытный военный лётчик НИИ ВВС Григорий Бахчиванджи. Первому военному в мире самолёту с жидкостно-ракетным двигателем дали имя «БИ-1».

15 мая 1942 года Г.Я. Бахчиванджи в аэропорту Кольцово впервые в стране совершил полёт на самолете с ракетным двигателем. Подобные двигатели стали прототипом более мощных и совершенных двигателей, взметнувших на околоземную орбиту космические корабли. Через шесть лет после взлёта Бахчиванджи на самолёте БИ-1 в Кольцово, в СССР был создан уникальный реактивный истребитель МИГ-15, через 10 лет – сверхзвуковой истребитель МИГ-19, а менее чем через 20 лет – Юрий Гагарин впервые в истории человечества совершил полет в космос.



ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

ТРАНСФОРМИРУЕМЫЕ КРУПНОГАБАРИТНЫЕ КОНСТРУКЦИИ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОМПЛЕКСОВ

Н.А.Брюханов, Л.С.Бурылов, Ю.В. Горбунов, Ю.А. Жук, В.С.Зарубин, М.И. Колотева, А.А. Ли, Н.Г. Медведев, О.И. Орлов, И.М. Филиппов, И.И. Хамиц, А.А. Чернецова, Е.Н. Ярманова

igor.khamits@rsce.ru, leonid.burylov@rsce.ru, ilia.filippov@rsce.ru, nikolay.medvedev@rsce.ru, anna.chernetsova@rsce.ru, vladimir.zarubin1@rsce.ru, yuliya.zhuk1@rsce.ru, lee.arthur@yandex.ru, gorbunov@npp-zvezda.ru.

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П.Королёва»
ОАО «НПП «Звезда», ФГБУН ИМБП РАН

С 2012 года ПАО «РКК «Энергия» в инициативном порядке в рамках инвестиционного проекта «Создание прототипа трансформируемого обитаемого космического модуля» проводились работы по проектированию трансформируемых модулей, созданию и экспериментальной отработке масштабного макета трансформируемого модуля, фрагментов многослойной трансформируемой гермооболочки.

В 2015 году ПАО «РКК «Энергия» с кооперацией был проведен цикл наземной экспериментальной отработки образцов многослойной трансформируемой гермооболочки и макета трансформируемого модуля в 1/3 от натуральной величины. По результатам испытаний подтверждена правильность основных выбранных конструктивно-компоновочных решений, намечены пути оптимизации конструкции с целью повышения технологичности и эксплуатационных характеристик трансформируемого модуля.

Следующим этапом является создание ТМ среднего размера для перспективных космических проектов с обеспечением максимальной унификации с полноразмерными модулями, как по жесткому отсеку, так и по МТГО. В дальнейшем по данной технологии могут быть созданы полноразмерные обитаемые модули объемом до 300 м³ для использования в составе орбитальных космических станций и планетных баз.

Объем и габариты гермоотсека трансформируемого модуля позволяют разместить в нем крупногабаритное медицинское и научное оборудование, в том числе центрифугу короткого радиуса, которая предназначена для решения задачи предотвращения неблагоприятного влияния на организм человека невесомости, в том числе во время длительных космических полетов, за счет использования центробежной силы в качестве эквивалента земной гравитации.

Использование трансформируемого модуля для размещения центрифуги позволяет реализовать широкий спектр гравитационных нагрузок при малой частоте вращения, снизить градиент перегрузки по длине тела космонавта, а также дает возможность использования одновременно с вращением на ЦКР физических тренажеров.

ЦЕНТРОБЕЖНЫЕ ЛАЗЕРНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ СОЛНЕЧНЫЕ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ

В.М. Мельников¹, В.А. Комков², В.К. Сысоев³

¹ ФГУП ЦНИИмаш,

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),

³ ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина

Проблемы энергетического и экологического кризисов, а также проблема управления погодой, ярко проявляют себя в последние десятилетия как важнейшие социально-политические потребности общества, которые могут определять в перспективе темп развития космической техники и содействовать модернизации и инновационному развитию России. Президент России В.В. Путин в своей речи на юбилейной 70-й Генасамблее ООН сказал: «Среди проблем, которые затрагивают будущее всего человечества, и такой вызов, как глобальное изменение климата». Также Президент указывает на необходимость «избавляться от нефтяной иглы», т.е. искать пути замещения нефти используя природоохранные технологии. Космическая техника способна решить проблемы энергообеспечения земель электроэнергией и стабилизации погоды путём создания космических солнечных электростанций (КСЭС). После аварий на 3-х атомных реакторах в Японии принята «императорская» программа создания КСЭС, которую можно сравнить с программой создания атомной бомбы в СССР в середине прошлого века. Сроки создания КСЭС в Японии намечены на 2025 г. Поскольку цена «космического электричества» ожидается в 6 раз дешевле земного, то возможно быстрое завоевание Японией мирового энергетического рынка. При этом такие организации, как Газпром, Роснефть, Росатом с большими человеческими ресурсами и планами станут не востребованы и наступит конец эры углеводородов.

Широкое поле использования КСЭС, а также значительная стоимость из-за масштабности системы, предъявляют серьёзные требования к выбору наиболее рациональных схемных и проектно-конструкторских решений с учётом последних и предполагаемых в перспективе научно-технических достижений для обеспечения возможно более низкой стоимости, простоты конструкции, удобства наземной отработки и эксплуатации, наличия отечественной элементной базы и научно-технического задела.

Учитывая опыт зарубежных разработок, можно указать на реальные российские приоритеты в области генерирования и беспроводной передачи энергии: использование волоконных лазеров, в том числе возможно с солнечной накачкой, которые будут существенно эффективнее СВЧ метода, используемого в проектах США и Японии; использование бескаркасных центробежных крупногабаритных космических конструкций, более эффективных, чем каркасные аналоги США и Японии. Оценки дают снижение массы на три порядка по сравнению с последней американской каркасной схемой. Имеется уникальный отечественный опыт наземной и орбитальной отработки центробежных конструкций (космический эксперимент «Знамя 2», проведённый 04.02.1993 на ТГК «Прогресс»), а также проектно-конструкторские проработки аналогичных конструкций.

Необходима государственная программа создания КСЭС в России, как это сделано в Японии, и первым этапом этой программы создание экспериментального мало-мощного (порядка 10 кВт) центробежного лазерного прототипа КСЭС на ТГК «Прогресс» или специализированной платформе.

НАЗНАЧЕНИЕ, ВОЗМОЖНОСТИ И ОСОБЕННОСТИ СОЗДАНИЯ МНОГОРАЗОВОЙ ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «КОРОНА»

А.В. Вавилин, В.Г. Дегтярь, С.А. Маханьков, С.Ф. Молчанов

АО «ГРЦ Макеева»

Современная космическая техника требует внедрения новых технологий.

Многоразовая одноступенчатая РН КОРОНА разрабатывается с учетом отечественного и зарубежного опыта и на базе современных и перспективных технологий.

РН имеет стартовую массу 280-290т и предназначена для выведения полезных грузов массой до 7 т при традиционном использовании или до 12 т при специальной схеме выведения на низкие околоземные орбиты (с территории России соответственно до 6 т и до 11 т). С применением многоразовых разгонных блоков, образующих с ней комплекс выведения, РН обеспечивает выведение на орбиты с наклоном до 110° до высот 10 000 км и возвращение с них при необходимости.

РН использует только высокоэнергетические компоненты топлива - кислород и водород, является экологически чистой и не имеет отделяемых элементов.

РН оснащается высокоэффективным для одноступенчатых ракет маршевым двигателем внешнего расширения с центральным телом с вдувом газа в донную область.

Для запуска и посадки используются упрощенные стартовые сооружения. Время подготовки к очередному пуску - около суток.

РН может использоваться в интересах пилотируемой космонавтики при строительстве модульных орбитальных станций и для доставки грузов к ним или к МКС.

При разработке основных агрегатов РН используется модульный принцип, позволяющий напрямую использовать элементы агрегатов РН при разработке других РН.

Основной конструкционный материал – углепластик. Эффективность его применения для одноступенчатых РН была проверена рядом проектных исследований.

Проведено сравнение с ранее созданными и разрабатываемыми образцами многоразовой космической техники и доказана корректность проведенных проектных проработок и высокая вероятность успешного создания данной РН. Найдена и проанализирована информация о имеющихся и перспективных технологиях в области высокопрочных металлов низкой плотности с особыми свойствами, композиционных и теплозащитных материалов.

Проведены технико-экономические исследования и разработан эффективный график разработки РН. Исследованы необходимые условия создания РН и проанализированы перспективы и результаты как разработки, так и эксплуатации предлагаемого средства выведения.

АНАЛИЗ КОНЦЕПЦИИ ДОЛГОВРЕМЕННОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ ДЛЯ ОБСЛУЖИВАНИЯ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО ГРУЗОПОТОКА

**И.А. Соболев, В.В. Леонов,
Т.В. Волкова,
П.М. Бечаснов**

tvolkova@hotmail.com

ЗАО «Роскансат»,
МГТУ им. Н.Э.Баумана,
МАРХИ

Плановая убыточность и неоднозначная народнохозяйственная ценность результатов пилотируемой космонавтики заставляют рассматривать различные варианты задействования долговременных орбитальных станций в составе космических комплексов, обладающих самостоятельным экономическим эффектом. Одним из направлений космической деятельности, имеющих устойчивую экономическую эффективность, является создание и обслуживание геостационарных спутниковых группировок.

Экономический эффект, окупающий поддержание долговременной орбитальной станции, может быть получен в ходе эксплуатации обслуживаемых ею многоразовых межорбитальных транспортных средств, предназначенных для выведения и обслуживания космических аппаратов, в первую очередь геостационарных. Однако нарабатанная сложность комплекса Международной космической станции и сопутствующие расходы на ее поддержание исключают экономическую эффективность практически любого проекта с её задействованием.

В докладе проанализирована возможность и целесообразность создания долговременной орбитальной станции, предназначенной для обслуживания многоразового межорбитального буксира, в свою очередь, задействованного при развёртывании спутниковых группировок прикладного назначения. Проведена оценка возможности уменьшения расходов на развёртывание и поддержание станции за счет применения ряда перспективных особенностей конструкции и технологий, в том числе:

- использования высокой (500-600км) экваториальной орбиты, снижающей влияние атмосферы и радиации;
- широкого применения надувных отверждаемых конструкций;
- задействования межорбитального буксира для облегчения снабжения;
- реализации на борту искусственной гравитации для повышения производительности труда экипажа и облегчения медико-биологических проблем.

Сформирован возможный облик долговременной орбитальной станции с указанными особенностями, предложен новый подход к проектированию интерьера её помещений.

Показана возможность выполнения на её борту широкой научной программы, в том числе связанной с обслуживанием автономных модулей.

Сделан вывод о реализуемости, перспективности и эффективности создания подобной станции. Предложен состав возможной межгосударственной, межотраслевой и внутриотраслевой кооперации.

КОНЦЕПЦИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ГИПЕРЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА (ГПС)

В.П. Плохих

v-plokhikh@yandex.ru

ФГБУН ЦАГИ

В статье показана возможность получения высокого гиперзвукового аэродинамического качества и глобальной дальности полета ГПС в схеме «волнолета» на основе новых разработок вычислительной (CFD) и экспериментальной аэродинамики, комбинированных ВРД (ТРД, ПВРД, ГПВРД), конструкции и оборудования, улучшения экологических показателей ГПС (снижение звукового удара, сокращение вредных выбросов двигателей в атмосферу и др.).

Рассмотрены пути улучшения транспортной и экономической эффективности ГПС за счет его скорости ($M_{кр} = 8,0$), сокращения полетного времени в разы по сравнению с дозвуковыми пассажирскими самолетами (ДПС) и на этой основе увеличения частоты полета ГПС в сутки (оборотчиваемости), обеспечения снижения стоимости топлива ГПС (жидкого водорода) в разы (по прогнозам европейских специалистов до стоимости керосина к 2020-2025 гг.).

Это позволит обеспечить ГПС конкурентоспособность по сравнению с ДПС и привлекательность для туристов в любые регионы земного шара с приемлемой стоимостью авиабилетов.

ОПЫТ АПРОБАЦИИ И ПРИМЕНЕНИЯ ТЕХНОЛОГИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМ И АГРЕГАТОВ ИЗДЕЛИЙ РКТ НА ОСНОВЕ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ МОДЕЛЕЙ

Е.В. Хахулина,

Elena.Hahulina@rsce.ru

Д.К. Исаев, Н.А. Кабанов, К.В. Демченко,

В.В. Сифоркин, А.К. Ставрицкий, В.А. Расстрыгин,

П.И. Чистоусов, С.Н. Красельников,

С.А. Андрианов, И.И. Нежданова

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П.Королёва»

Работы по апробации технологии разработки функциональных моделей систем и агрегатов изделий ракетно-космической техники в программном комплексе Siemens LMS Imagine.Lab AMESim и их верификации проводятся в РКК «Энергия» с 2009 года.

Технология проектирования на основе функциональных моделей позволяет создавать виртуальные модели технических систем, проводить детальный анализ сложных физических процессов при имитации комплексного функционирования систем, прогнозировать эксплуатационные характеристики изделий на ранних этапах проектирования. Применение данной технологии позволяет проводить быстрый анализ вариантов проектных решений, заменить часть стендовых испытаний виртуальными, имитировать функционирование технических систем при нештатных ситуациях, сократить сроки и повысить качество разработки изделий за счёт отработки проектных решений на виртуальных моделях.

В докладе представлены работы специалистов РКК «Энергия» по созданию функциональных моделей и имитационному моделированию функционирования в полёте фрагмента двигательной установки разгонного блока, процесса разделения составных частей перспективного изделия.

Также представлены результаты моделирования гидравлических контуров систем терморегулирования, электромеханических приводов, агрегатов ПГС, пирозамка, реле и электрической цепи.

Выполнено сравнение и получено хорошее совпадение результатов моделирования с экспериментальными данными и/или данными расчётов.

В настоящее время в отдельных подразделениях Корпорации технология проектирования на основе функциональных моделей принята для дальнейшего освоения и применения в качестве дополнительного инструмента при проектировании систем и агрегатов изделий.

ПРИКЛАДНЫЕ МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ОРБИТАЛЬНЫХ ОПЕРАЦИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОСМИЧЕСКИХ ТРОСОВЫХ СИСТЕМ

В.М. Кульков¹, Ю.Г. Егоров¹, С.А. Тузиков², С.О. Фирсюк²

¹ Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Космические тросовые системы являются перспективным направлением развития современной космонавтики. Благодаря своим особенностям, к которым относятся большая протяженность, изменяемая конфигурация, возможность взаимодействия с электромагнитным полем планеты, легкость и компактность, космические тросовые системы позволяют по-новому взглянуть на многие практические задачи, решение которых с помощью традиционных методов не всегда эффективно, а порой и невозможно.

Основным фактором, определяющим значительные потенциальные возможности космических тросовых систем (КТС), является широкий диапазон динамических задач, решаемых с помощью тросовых связей – трансформируемых систем, разворачиваемых как на низких, так и на высоких орбитах.

В статье рассмотрены некоторые задачи механики космических тросовых систем, предназначенных для решения широкого спектра задач в космосе. Актуальность этого направления в механике космического полета связана с потенциальными возможностями применения КТС, разнообразием их схемных решений и режимов функционирования.

Одной из проблем является разработка математических моделей и методическая подготовка решения траекторных и динамических задач с помощью КТС, определение проектных параметров и принципов управления движением тросовой связки. Создание новых тросовых технологий требует разработки новых более эффективных методов и средств математического моделирования, разработки и формирования проектного облика космических тросовых систем на ранних стадиях проектирования. Разработаны прикладные методы исследования динамических операций КТС, ориентированные на инженеров-механиков и конструкторов перспективных космических систем.

Наибольший интерес, с точки зрения реализации большинства перспективных проектов КТС, представляют задачи управления их динамическими режимами (развертывание и свертывание, либрационные и ротационные режимы, разделение тросовой связки и др.). Это обстоятельство указывает на необходимость более тщательной теоретической проработки вопросов, связанных с исследованием динамики и управления движением космических тросовых систем.

Методы управления развертыванием КТС исследованы недостаточно и реализация большинства из них основана на применении сложных алгоритмов, использовании кинематических или динамических управляющих параметров, разнообразной информации о фазовых координатах модулей. Однако для простоты реализации и, как следствие, более высокой эффективности, предпочтительно управлять таким параметром, как натяжение троса, используя минимум информации о фазовых координатах модулей. Представлены математические модели КТС, законы регулирования натяжения троса, обеспечивающие заданные режимы развертывания.

Разработанный методический подход для исследования позволяет изучать различные аспекты динамики КТС и по получаемым результатам сравнивать поведение системы в широком диапазоне начальных условий, параметров тросовой связки, режимов управления движением КТС. Представленные математические модели механических КТС, методики исследования динамических операций и схемных решений тросовых связей открывают возможности конструктивной разработки этих систем для выполнения динамических орбитальных операций с использованием КТС.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ С ПОМОЩЬЮ CFD МОДЕЛИРОВАНИЯ

В.И. Бузулук, С.М. Михалев

semyon.mikhalyov@tsagi.ru

ЦАГИ

Аэрокосмическая система основана на ракетном способе выведения на низкую орбиту. Система является трехступенчатой и состоит из дозвукового самолета-носителя, гиперзвукового самолета-разгонщика и воздушно-космического челнока. Для улучшения аэродинамического совершенства и летных характеристик аэрокосмической системы оптимизировались проектные параметры для трех видов горючего гиперзвукового самолета-разгонщика (водород, метан и керосин). В данной работе проведен расчет обтекания аэрокосмической системы. Движение потока моделируется решением уравнений Навье-Стокса с применением турбулентной модели Menter SST k- ω . Для валидации численных методов было проведено сравнение с имеющимися данными. Рассмотрены проблемы статической устойчивости ракетных ступеней. Для демонстрации проблем решаемых в данной работе, приведен пример, показывающий достижение стабильности в момент сброса ракетной системы от дозвукового самолета-носителя с сохранением достаточной управляемости гиперзвукового самолета-разгонщика на режиме снижения и посадки.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЭЛЕМЕНТОВ, СВЯЗАННЫХ С БЕЗОПАСНОСТЬЮ КОММЕРЧЕСКОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТУРИСТИЧЕСКОЙ ОПЕРАЦИИ ДЛЯ СИСТЕМ С ГОРИЗОНТАЛЬНЫМ СТАРТОМ И ПОСАДКОЙ

А.Ю. Галактионов, Л.М. Васильев, О.Л. Васильев,

О.Л. Войнова, А.С. Пименов

o.l.vasilev@tsniimash.ru galakau@mail.ru

ФГУП ЦНИИмаш

Проблема создания и отработки многоразовых космических коммерческих туристических полетов рассматривается с позиций обеспечения безопасности миссии и со-

крашения сроков отработки задействованных комплексов и систем. Целью настоящей работы стал первичный системный анализ одновитковой коммерческой космической туристической операции, предполагающей горизонтальный старт и горизонтальную посадку многоразового орбитального корабля с туристом. В качестве первой ступени рассмотрен Ан-124 («Руслан») с возвращаемым ракетным блоком и орбитальной ступенью над фюзеляжем. Принципиальным отличием от более раннего проекта НПО «Молния» является возможность горизонтальной посадки Ан-124 с незапущенным ракетно-космическим грузом из-за сниженных нагрузок на стойку шасси.

Рассматриваются особенности выведения при старте с аэродрома вблизи авиабазы Ванденберг в направлении на Австралию и/или Южный полюс. После одновитковой или частично одновитковой миссии, предполагающей избежание столкновения с космическим мусором и снижение экологического ущерба, рассматривается участок входа в плотные слои атмосферы и горизонтальная посадка.

В качестве одного из требований к операции рассматривается снижение механических нагрузок на космических туристов при сокращении сроков отработки изделий за счет использования действующего научно-технического задела и отказа от автономной системы аварийного спасения орбитального блока.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СХЕМЫ ТРАНСПОРТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КАПСУЛЬНЫХ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ

В.Е.Миненко, А.Г.Якушев, Г.Е.Белкина, С.Б.Быковский

МГТУ им.Н.Э.Баумана

Рассмотрены две схемы транспортных космических кораблей нового поколения с улучшенными проектными характеристиками по сравнению с находящимся в настоящее время в эксплуатации космическим кораблём класса «Союз». Оценки проведены с учётом использования новых перспективных ракет-носителей класса «Ангара». Предусматривается поэтапная замена существующего парка космических кораблей с сохранением ряда разработанных и подтвердивших свою надёжность систем и принципов конструирования и экспериментальной отработки. Предполагается, что на первом этапе проектной разработки будет реализована аэродинамическая схема спускаемого аппарата класса «Союз» с улучшенными аэробаллистическими и объёмно-габаритными характеристиками с хорошо себя зарекомендовавшим комплексом средств посадки на основе парашютно-реактивной системы. Предполагается, что в процессе реализации ТКК нового поколения первого этапа будет начата проектная разработка космического корабля на основе использования спускаемого аппарата класса «несущий корпус» с существенно улучшенными проектными характеристиками. Если серия транспортных космических кораблей первого этапа будет использоваться в орбитальной и лунной программах, то корабли и спускаемые аппараты второго этапа решат задачу спуска с гиперболическими скоростями в атмосфере Земли после возвращения экипажа марсианской экспедиции.

В работе представлены результаты проектных оценок массовых характеристик спускаемых аппаратов обеих схем, аэродинамические характеристики, показаны возможные компоновочные схемы. Приводятся оценки путей совершенствования служебных систем, конструкции и теплозащиты рассматриваемых аппаратов. Особое внимание уделено улучшению процесса посадки спускаемых аппаратов, комфорта-

бельности и управляемости при посадке. В статье обосновывается необходимость сочетания космических программ, рассматривающих использование транспортных космических кораблей со спускаемыми аппаратами капсульного типа, и программ реализации систем класса «Энергия – Буран» аэродромной посадки крылатых ракетопланов с предельно возможными массовыми характеристиками.

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА КЛАССА «НЕСУЩИЙ КОРПУС»

В.Е. Миненко, Н.А. Денисенко, С.Б. Быковский, А.Г. Якушев

МГТУ им. Н.Э.Баумана

Большие успехи авиационной промышленности, создавшей высокой степени совершенные образцы самолетов различных схем, военных и гражданских, во многом обусловлены успехами, достигнутыми в области материаловедения, аэродинамики и двигателестроения.

Отечественная промышленность, а также промышленность ряда зарубежных стран, главным образом США, Англии и Франции, создали ряд совершенных авиационных двигателей, параметры которых привлекли внимание и разработчиков космических аппаратов.

Ввиду наличия напряжённого заключительного участка посадки оказалось целесообразным рассмотреть возможность использования воздушно-реактивных двигателей в составе систем аэрокосмического аппарата.

Наряду с парашютно-реактивной системой посадки использование авиационных турбореактивных двигателей, обеспечивающих зависание и мягкую посадку аэрокосмических аппаратов, привлекло пристальное внимание разработчиков космических аппаратов в разных странах.

Турбореактивные двигатели, по мнению исследователей, давали возможность с минимальными потерями массы совершать достаточно длительное предпосадочное маневрирование с целью поиска плановой посадочной площадки.

По сравнению с жидкостно-реактивными двигателями воздушно-реактивные двигатели (турбореактивные, турбовентиляторные), использующие заборную атмосферу, оказались весьма экономичными при значительно большей по сравнению с ЖРД продолжительности работы. Оказалось возможным обеспечить достаточно длительное зависание аппарата у поверхности Земли, маневрирование с целью выбора выгодной посадочной площадки.

Таким образом, введённые в состав аппарата турбореактивные двигатели могут решать задачи: обеспечить мягкую безударную посадку, предпосадочный маневр, многократность использования конструкции космического аппарата.

При достаточном запасе топлива на борту оказывается вполне реальной задача перебазирования аппарата в любую другую выбранную точку. Этот тип двигателей допускает плавное регулирование тяги.

Внимание исследователей к системе посадки с использованием посадочных турбореактивных двигателей (ПТРД) и турбовентиляторных двигателей (ТВЛДУ) было привлечено также вследствие компактности компоновки двигательных установок в аппарате, относительной безопасностью по сравнению, например, с ЖРД, отличными массогабаритными характеристиками.

Секция 2

Последнее обстоятельство проявилось с положительной стороны при появлении специализированных, так называемых посадочных, турбореактивных двигателей, по плотности компоновки близко подошедших к показателям жидкостно-реактивных двигателей.

Турбореактивные посадочные двигатели СА могут выполняться в различных вариантах, многообразии которых определяется задачами, поставленными перед аппаратом.

Так, наиболее популярные в 70е годы турбовентиляторные двигатели (ТВЛДУ) усиленно прорабатывались для внедрения совместно с сегментально-коническими аппаратами класса «Союз», несмотря на явный проигрыш по массе и центровке по сравнению с аппаратами, оборудованными ПРСП. Кроме того, резервирование объёмов под ДУ с малой плотностью компоновки в районе лобового теплозащитного экрана крайне негативно повлияло на эргономику кабины экипажа, вытесняя в хвостовой отсек СА оборудование повышенной плотности.

Тем не менее, проводились интенсивные проектно-компоновочные разработки с детальной проработкой турбореактивных двигательных установок.

Проектные проработки спускаемых аппаратов проводились в ряде организаций (ОКБ-1 С.П.Королёва, ЦНИИМАШ, Академия им. Можайского, ЦАГИ, НИИ-1), и показали достаточную компоновочную эффективность. Практически удалось преодолеть компоновочные трудности при организации воздухозабора с доведением потерь объёмов СА до минимума.

Особое внимание проектанты обратили на подъёмно-посадочные двигатели, существенный вклад в разработку которых внесли английские фирмы. По компактности эти двигатели приблизились к жидкостно-реактивным, намного превосходя последние по экономичности.

Широко известны английские подъёмно-посадочные двигатели RB-162 и RB-190 фирмы «Роллс-ройс».

Большие исследования были проведены в США по использованию подъёмных двигателей в составе КСП перспективных аппаратов класса «несущий корпус». Рассматривались биконические аппараты, а также аппараты класса HL-10 с подъёмными двигателями.

В конечном итоге были приведены довольно весомые доводы за аппараты с турбореактивными двигателями, однако выявлялись трудности обеспечения безопасности экипажа (особенно в многоместном СА) в случае отказа основной ДУ и появления необходимости введения запасной посадочной системы (например, ПРСП).

При запуске ПТРД с целью повышения надёжности запуска двигателей было рассмотрено введение парашютного стабилизирующего каскада, а в аварийном случае предусмотрено использование запасной парашютно-реактивной системы.

Следует отметить, что привлекательными сторонами системы посадки на турбореактивных двигателях является возможность многообразие использования спускаемого аппарата, хорошая управляемость его как в автоматическом, так и в ручном режиме.

В статье приводится анализ преимуществ и недостатков системы посадки с использованием турбореактивных двигателей, показан вариант компоновочной схемы СА класса «несущий корпус» с ПТРД, и схема посадки.

КОСМИЧЕСКИЕ ОРБИТАЛЬНЫЕ СРЕДСТВА И ОБЕСПЕЧЕНИЕ РАДИАЦИОННОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ ПОЛЁТАХ К ЛУНЕ

А.Р. Кузьмин

Kuzmin-A-R@Yandex.ru

ОАО «Корпорация тактическое ракетное вооружение»

При выполнении космических экспедиций к Луне требуется учитывать влияние воздействия факторов космического пространства (ФКП) на экипаж и конструкцию.

Наиболее опасными ФКП для длительного полёта являются:

- радиация;
- метеороидная опасность.

Для космонавтов воздействие радиационного пояса Земли и Солнечных вспышек, один из наиболее опасных факторов космического пространства.

Для обеспечения радиационной безопасности космического полёта в безаварийном режиме необходимо обеспечить накапливаемую дозу до 25 бэр.

Кроме того, необходимо так построить траекторию полёта, чтобы космический корабль обходил опасную область максимумов РПЗ.

При нештатной ситуации или необходимости проведения ремонта на орбите космического корабля, требуется иметь запас у космонавтов по допустимой дозе радиации.

В настоящее время от радиации защищаются экранирующими свойствами корпуса КА.

Конструкция модулей орбитальных станций состоит из алюминия, который накапливают вторичную радиацию.

Такая защита в долговременном режиме может использоваться только на околоземных орбитах высотой до 400 км, поскольку вещества с атомным числом более $A=12$ накапливают вторичную, не менее опасную радиацию.

Поскольку РОСКОСМОС поставил цель - «освоение Луны», а РКК «Энергия» будет вводить в эксплуатацию новый пилотируемый космический корабль: отработка радиационной защиты - является наиболее приоритетным направлением развития космонавтики.

Проработаны перспективные компоновки космических орбитальных средств.

Разработки в этом направлении позволят существенно продвинуть вперёд космонавтику и осуществить подготовку к пилотируемым полётам к телам нашей Солнечной системы.

АНАЛИЗ МНОГОРАЗОВЫХ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК В ОКОЛОЗЕМНОЕ КОСМИЧЕСКОЕ ПРОСТРАНСТВО

Д.Н. Игнатенко

DmitriyEK13104@yandex.ru

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Сегодня Россия занимает одну из лидирующих позиций на рынке запусков космических аппаратов. Обусловлено это богатым наследием советского ракетостроения. Но данная ситуация долго продолжаться не будет. И тому есть несколько причин:

- наблюдается тенденция роста количества запусков различного рода полезных нагрузок ежегодно;
- с ростом количества запусков требуется увеличить количество производимых ракет-носителей;

Секция 2

- для обеспечения приемлемого грузопотока на орбиту необходимо снижать цены на запуск ракет-носителей.

В нынешних условиях удовлетворить данные требования не представляется возможным, т.к. все нынешние ракеты-носители — однократного применения. Увеличение производства таких ракет видится весьма затратным.

А при нынешних темпах производства это и вовсе является невозможным. Выход из данной ситуации видится лишь во внедрении средств выведения многократного применения.

Многократность применения позволит снизить цены на выведение полезных грузов на орбиту, т.к. нет необходимости производить большое количество ракет, а, следовательно, цена запуска будет исходить исключительно из эксплуатационных характеристик носителей.

Исходя из вышесказанного, необходимо определить, какие средства многократного применения будут наиболее эффективными как с технической, так и с экономической стороны.

Результаты данного исследования могут послужить основой для выбора перспективных систем запусков многократного применения, которые в будущем смогут стать основой космических программ, направленных как на освоение ближнего, так и дальнего космоса.

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ПЛАТФОРМЫ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

**С.В. Степанова,
Д.А. Замятин,**

**stsvetaep@yandex.ru,
zamyatin.denis2011@yandex.ru**

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева

На сегодняшний день средства доставки космических аппаратов на целевую орбиту представлены весьма широким спектром ракет-носителей, имеющих существенные различия технических характеристик, что позволяет найти подходящую транспортную систему для космического аппарата практически любого назначения и конфигурации.

Выбор оптимального носителя – очень ответственная задача, для которой необходимо учитывать большое количество параметров космического аппарата и его потенциального носителя, особенно в случаях с КА, имеющими нестандартные массогабаритные характеристики.

В данной работе рассматриваются все актуальные на сегодняшний день ракеты-носители российского производства, пригодные для вывода на круговые низкие орбиты перспективного космического аппарата, проектируемого в рамках концепции орбитальной компьютерной сети и представляющего собой орбитальный серверный комплекс.

Для оптимального выбора транспортной системы для подобных целей необходим подробный анализ технических характеристик ракет-носителей, которые смогут вывести космический аппарат на заданную орбиту, обеспечив высокое качество транспортировки и выполнение программы в короткие сроки и с минимумом затрат.

Основной частью работы является анализ и сопоставление возможностей российских ракет-носителей семейств «Протон» и «Ангара», как наиболее актуальных на сегодняшний день для вывода на орбиту космических аппаратов информационного обеспечения.

В ходе аналитической работы наиболее перспективным носителем для космических аппаратов рассматриваемого класса была названа РН «Ангара-А5», т.к. данная ракета в большей мере отвечает современным требованиям.

В целом семейство ракет «Ангара» на сегодняшний день является одним из наиболее и перспективных, во многом благодаря использованию универсальных ракетных модулей (УРМ), что позволяет на единой основе строить ракеты-носители различной конфигурации и грузоподъемности, от 1,5 («Ангара 1.1») до 35 («Ангара-А7») тонн для низкой околоземной орбиты (НОО).

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАЗГОННОГО БЛОКА С СОЛНЕЧНЫМ ТЕПЛОВЫМ РАКЕТНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

С.Л. Финогенов, А.И. Коломенцев, А.А. Тутуров sfmai2015@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В настоящее время возможности традиционных жидкостных разгонных блоков (РБ) близки к предельным. Для повышения их проектно-баллистической эффективности требуются прорывные технологии, позволяющие повысить выводимую на высокоэнергетические орбиты массу полезного груза (ПГ). Одним из возможных путей решения этой проблемы является использование РБ с солнечными тепловыми ракетными двигателями (СТРкД), обладающими высоким удельным импульсом (700...900 сек) при тяге до 100...200 Н. Уровень тяговооруженности предполагает использование энергетически выгодной многоимпульсной схемы выведения с включениями двигателя в апсидальных участках многовитковой переходной траектории. Время выведения на геостационарную орбиту (ГСО) выбирается в диапазоне 30...60 суток как рациональное, при превышении которого рост массы ПГ асимптотичен, а сокращение времени перелета сопровождается резким снижением массы ПГ вследствие нелинейного роста размеров и массы солнечного концентратора. Рассматривается РБ с СТРкД, оснащенным энергетически выгодной неравнотемпературной системой «концентратор-приемник», позволяющей нагрев рабочего тела (водорода) до температур 2800...3200К, что обеспечивает более высокий удельный импульс по сравнению с обыкновенно рассматриваемыми схемами СТРкД. Величина удельного импульса оптимизируется совместно с уровнем концентрации солнечного излучения для обеспечения максимума массы ПГ при заданном времени выведения. Тяга СТРкД, в отличие от жидкостных ракетных двигателей, не является оптимизируемым параметром. В отличие от двигателей большой тяги, в рассматриваемом случае задачу проектирования не удастся разделить на динамическую и параметрическую составляющие, поэтому особенностью проектирования РБ с СТРкД является совместная оптимизация параметров аппарата, двигательной установки и траектории полета при ограничениях на время выведения и размеры концентратора. Показано, что баллистическая эффективность РБ с СТРкД в 1,5...2 раза превышает возможности жидкостных средств межорбитальной транспортировки. При этом возможно использование ракет-носителей (РН) более легкого класса для выведения на ГСО заданной массы ПГ. Так, тяжелая РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М» может быть заменена на РН среднего класса типа «Союз-2» с «солнечным» разгонным блоком.

КОСМИЧЕСКИЙ РАЗГОННЫЙ БЛОК НА ОСНОВЕ СОВРЕМЕННЫХ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ДОСТИЖЕНИЙ

М.Д. Евтифьев

emd1958@mail.ru

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва

В докладе на материалах о разгонных блоках и современных общемировых научно-технических достижениях в области ракетно-космической техники и в смежных отраслях промышленности производится анализ возможности создания космического разгонного блока (КРБ) нового типа.

Основные современные достижения:

- применение в качестве топлива экономически и экологически выгодных и перспективных компонентов топлива, горючее – жидкий метан и окислитель – жидкий кислород;
- прошедший испытание и фактически готовый к применению в космосе кислородно-метановый двигатель С5.86 (тяга – 7,5 тс, удельный импульс тяги – 370с) разработки КБ ХМ имени А.М. Исаева;
- максимальное применение в конструкции композиционных материалов (комполитные: баки, фермы, переходники, адаптеры и т.д.);
- использование многократного лазерного зажигания смеси топлива в камере сгорания двигателя;
- максимальное внедрение в систему управления и контроля на борту оптоволоконных линий связи;
- использование по максимуму цифровых систем вместо аналоговых для управления и контроля на борту;
- внедрение лазерных гироскопических приборов;
- применение современного программного обеспечения;
- использование результатов процесса микроминиатюризации в современных электронных и электромеханических устройствах и т.д.

Это делает КРБ нового типа экологически чистыми, экономически выгодными, надежными и безопасными в эксплуатации, облегченными и более прочными по конструкции и т.д.

По результатам приближенных баллистических и прочностных расчетов при анализе (близкие к реальным параметры: $h_n = 200$ км – высота начальной орбиты; $h_k = 35809$ км – высота конечной (геостационарной) орбиты; $m_{пг} = 4000$ кг – масса космического аппарата; $\Delta i = 51,6^\circ$ – наклонение начальной орбиты; $J_{уд} = 3700$ м/с – удельный импульс маршевой двигательной установки) можно сделать вывод о реальности создания в ближайшее время КРБ нового типа (дается компоновка).

АТМОСФЕРНЫЕ ЗОНДЫ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ

И.А. Соболев

sobolev@dauria.ru

ООО «НПП «Даурия»

Практика исследования Венеры показала актуальность и целесообразность создания зондов, предназначенных для долговременного нахождения в атмосфере планеты и осуществления исследований как самой атмосферы, так и поверхности.

Впервые в мировой практике запуск зондов аэростатного типа в атмосферу Венеры состоялся в ходе осуществления проекта «Вега» 11 и 15 июня 1986 года. Аэростаты полностью выполнили запланированную программу полёта, подтвердив практическую реализуемость выбранной концепции.

В то же время возможности аэростатных зондов ограничиваются возникающими техническими проблемами (в частности, ограниченной ёмкостью аккумуляторной батареи и газопроницаемостью оболочки баллона), а также свойствами венерианской атмосферы, в первую очередь – высокой скоростью её циркуляции и динамической нестабильностью. С другой стороны, высокая стоимость организации экспедиции и ценность получаемых научных данных требуют увеличения срока активного существования зондов, что, в свою очередь, приводит к новым конструктивным и даже концептуальным решениям.

В частности, был предложен дрейфующий зонд змейкового типа в качестве средства атмосферных исследований в рамках проекта «Венера-Д». В США рассматриваются предложения по разработке и созданию авиационных средств, предназначенных для осуществления длительных полётов в венерианской атмосфере.

Существует и ряд других проектов.

Доклад посвящён рассмотрению основных типов венерианских атмосферных зондов, к которым относятся зонды аэростатические, аэродинамические змейкового типа («ветролёты») и аэродинамические аэропланного типа.

Описывается математическая модель полёта зонда змейкового типа, обсуждаются основные свойства рассматриваемых разновидностей атмосферных зондов, их технические и конструктивные характеристики, диапазон решаемых задач, а также предлагается возможная тактика применения в ходе реализации будущих проектов по исследованию Венеры.

ПРЕДЕЛЬНОЕ СНИЖЕНИЕ ОСТАТКОВ МУЛЬТИПЛИКАТИВНОЙ МОДЕЛИ РЕГРЕССИОННОГО МЕТОДА

В.Г. Дегтярь, В.В. Чеканин

src@makeyev.ru, v.chekanin74@yandex.ru

АО «ГРЦ Макеева»

Улучшение качества методов расчёта является одним из основных направлений повышения эффективности синтеза конструкций на расчётные нагрузки.

В статье предлагается для существенного снижения остатков включить в содержательную часть мультипликативной функции, уточняющей метод расчёта, параметр опытной нагрузки в степени, а степени параметров мультипликативной функции определять адекватно, используя опытные данные, по достижению глобального минимума коэффициента вариации случайной величины, выраженной отношением опытной и теоретической нагрузок.

В результате статистического анализа опытных данных установлено, что с увеличением степени параметра опытной нагрузки снижаются степени параметров мультипликативной функции уточнённого метода расчета и величина коэффициента вариации.

Минимальные значения остатков и коэффициента вариации, менее 1%, достигаются при предельно возможной степени параметра опытной нагрузки, близкой к единице, и соответствующих степенях параметров мультипликативной функции, меньших единицы. При этом для фиксированного уровня надёжности существенно снижается коэффициент безопасности и расчётная нагрузка.

Вместе с тем, синтез на расчётную нагрузку, представляющую увеличенную коэффициентом безопасности уточнённого метода расчёта критическую нагрузку опытной оболочки с наименьшим значением случайной величины из выборки, обеспечивает общую высоту сечения оболочки при остальных равных параметрах, превышающую высоту сечения опытной оболочки.

Следовательно, при экспериментальных исследованиях критическая нагрузка такой оболочки будет гарантировано, с назначенным уровнем надёжности, больше критической нагрузки опытной оболочки.

Обоснованное, таким образом, снижение остатков мультипликативной функции и, как следствие, коэффициентов безопасности уточнённых методов расчёта относительно директивно заданной величины 1,3, назначаемой для существующих методов, позволяет уменьшить массу подкреплённых оболочек в зависимости от исходной ширины рёбер от 7 до 16% при сохранении ограничения на общую высоту сечения.

Демонстрируется практически идеальное сглаживание уточнёнными методами расчёта распределения опытных данных по эмпирическим нагрузкам подкреплённых оболочек различной формы.

МАЛЫЕ ДВИЖЕНИЯ ДИСКРЕТНО-СТРАТИФИЦИРОВАННОЙ ЖИДКОСТИ В БАКАХ КОСМИЧЕСКИХ ЗАПРАВЩИКОВ

Вин Ко Ко

win.c.latt@gmail.com

Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана

Современное и будущее состояние развития ракетно-космической техники характеризуется дальнейшей индустриализацией космического пространства, созданием крупногабаритных космических объектов, способных обеспечить энергией различные космические аппараты.

Специалисты НАСА считают, что создание индустриальной структуры в космосе возможно без создания космических заправочных станций и космических аппаратов-заправщиков.

В настоящее время наиболее перспективным топливом для будущих космических аппаратов являются различные криогенные жидкости и сжиженные газы.

Компания Shackleton Energy Company (SEC) рассматривает варианты по созданию первой оперативной базы для добычи льда на Луне, который будет использоваться для производства жидкого кислорода и жидкого водорода в качестве топлива для космических аппаратов. Компания (SEC) также осуждает варианты по созданию первой КЗС в космическом пространстве и планирует её открытие в 2020 году.

В докладе приводятся результаты исследований малых колебаний трех жидкостей в локально неподвижном баке космического заправщика. Несмешивающиеся три жидкости моделируют колебания криогенной жидкости, состоящей из плавающей твердой фазы, жидкой и газообразной фаз.

Для практического использования полученных результатов при проведении динамических расчетов космического заправщика предложен механический аналог.

ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИЕ МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ РАСКРЫВАЮЩИХСЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КА

**А.А. Золотов,
Д.А. Дугин,**

**alexandrzolotov41@mail.ru
denisdugin@hotmail.com**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В статье рассмотрены особенности расчёта надёжности средств раскрытия и средств зачековки антенн космического аппарата (КА). На основе анализа процесса раскрытия предложена методика, позволяющая обосновывать рациональные характеристики пружин кручения и пиропатронов, обеспечивающие максимальные уровни надёжности раскрытия и фиксации поворотных частей конструкции КА.

Работоспособность представленных подходов проиллюстрирована на конкретных примерах.

Полученные результаты могут быть полезны инженерно-техническим работникам предприятий, а также студентам соответствующего профиля.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЗАЩИТНОГО ЭКРАНА ДЛЯ НИЗКООРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

**В.С. Богданова,
Д.А. Замятин,**

**bogdanova_vera_sergeevna@list.ru,
zamyatin.denis2011@yandex.ru**

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева

Обеспечение защиты космического аппарата от внешних воздействий – одна из важнейших задач проектирования ракетно-космических систем. Корпус КА должен эффективно защищать размещённое внутри оборудование от разного рода внешних воздействий, быть технологичным в производстве и иметь как можно меньшую массу.

Для низкоорбитальных КА задача проектирования корпусов и защитных экранов особенно актуальна ввиду сосредоточения на низких орбитах большого количества космического мусора

Процесс эксплуатации космического аппарата включает в себя следующие этапы: наземной эксплуатации, выведения на орбиту, орбитального полета - с различными для каждого из них условиями (факторами) окружающей среды. К факторам космического пространства, воздействующим на КА, относятся невесомость, вакуум, электромагнитное и корпускулярное излучения, метеорное вещество.

Стойкость КА к воздействию факторов эксплуатации подтверждается расчетами на этапе проектирования, наземными испытаниями КА и его составных частей на различных испытательных стендах, а также летными испытаниями КА на орбите.

Данная работа рассматривает вопросы защиты рабочей аппаратуры космического аппарата информационного обеспечения от факторов космического пространства, воздействующих на КА во время его работы на орбите. Опорной точкой является проект «Разработка концепции орбитальной компьютерной сети», цель которого – создание крупной независимой компьютерной сети посредством размещения физических носителей информации на орбите Земли (космические аппараты, выполняющие функцию серверных комплексов).

Важным аспектом защиты космического аппарата является проектирование экранов, предохраняющих аппаратуру КА от вредных физических воздействий. При максимизации прочностных характеристик защитного экрана, доля его массы от общей массы КА должна стремиться к минимуму.

Также одним из важных требований является как можно меньшее влияние использования защитных приспособлений на габариты космического аппарата.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ МЕТОДОМ SPH ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ОСКОЛКОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА С ЭЛЕМЕНТАМИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.В. Маханьков

Makhankov_94@mail.ru

МГТУ им. Н.Э.Баумана

Проблема космического мусора с каждым годом становится более острой, так как число космических аппаратов (КА) на орбите Земли непрерывно растет, соответственно растет и число обломков. Необходимо задумываться о защите от космического мусора дорогостоящих КА, их оборудования, а так же о защите пилотируемых КА.

Проблеме защиты от космического мусора и посвящен данный доклад, который обобщает проведенные автором многочисленные исследования в данном направлении.

При разработке космического аппарата необходимо уделять большое внимание защите от фрагментов космического мусора. Следовательно, нужно создавать защитные экраны, панели и т.д., но оценить эффективность данных экранов, их работоспособность, не всегда удастся, так как для этого нужны сложные экспериментальные установки, которые работают со скоростями близкими к орбитальным.

Также, расчет по теоретическим формулам не всегда дает адекватный, близкий к реальности результат.

В данном докладе иллюстрируется возможность использования бессеточного метода SPH для моделирования процесса соударения космического мусора с элементами космических аппаратов, в частности с защитными экранами. Данный метод реализован в программном комплексе Ansys Autodyn.

Бессеточный метод SPH показывает хорошую сходимость с экспериментальными данными, что позволяет использовать его для расчета различных случаев соударения фрагментов космического мусора и защитных экранов. В докладе представлены случаи взаимодействия космического мусора с алюминиевым листом, с многослойной панелью при попадании частицы в ребро и между ребрами, а так же при попадании частицы в экран под углом. Частицы моделировались как шариками, так и цилиндрами. В докладе приводятся картины разрушения экранов при соударении, картины распределения скоростей частиц, графики изменения скоростей частиц мусора после соударения в различных случаях. На основании этих данных проводится анализ возможности применения различных защитных панелей и экранов и изучение перспективных способов защиты от космического мусора.

МОДЕЛИРОВАНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ПЛЕНОЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

Е.С. Голубев^{1,2}

golubev.ev@asc.rssi.ru

А.Л. Галиновский²

¹ Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН

² Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

В настоящее время одним из важных и бурно развивающихся направлений в области создания крупногабаритных трансформируемых космических конструкций является разработка тонкопленочных структур (теплозащитные экраны космических криогенных телескопов, солнечные паруса, надувные рефлекторы). Подобные конструкции относятся к классу мягких оболочек и имеют ряд таких преимуществ, как высокие удельные весовые характеристики, большая плотность укладки. Однако они обладают тем отличительным свойством, что не способны воспринимать сжимающих усилий и имеют пренебрежимо малую изгибную жесткость. Поэтому в зонах возможного возникновения сжимающих усилий происходит потеря устойчивости и образование складок. Такое крайне нелинейное поведение осложняет механический анализ, а также наземную отработку пленочных конструкций, что и затрудняет их широкое применение в космической технике.

В предоставляемой работе рассматриваются современные методы численного анализа напряженно-деформированного состояния пленочной мембраны, подверженной преднатяжению для повышения ее жесткости из плоскости. Применяются два различных подхода к моделированию статике мембраны с учетом эффекта складкообразования. Первый основан на применении мембранных конечных элементов в сочетании с нелинейной моделью материала для учета невозможности восприятия сжимающих нагрузок. Такой подход предоставляет возможность корректно вычислить характер распределения напряжений и спрогнозировать области складок и провисов, но не позволяет определить их характеристики (такие как амплитуда, длина волны складок). Второй подход использует оболочечные конечные элементы в сочетании с анализом поведения за пределами потери устойчивости. Несмотря на более высокие вычислительные затраты, второй метод предоставляет возможность смоделировать процесс образования и роста складок в мембране. Оба подхода рассмотрены на примере модельной задачи прямоугольной преднатяженной мембраны для сравнения с экспериментальными данными, опубликованными ранее в зарубежных исследованиях.

МОДЕЛИРОВАНИЕ КЛЕЕВЫХ СОЕДИНЕНИЙ В КОНСТРУКЦИИ ПРЕЦИЗИОННЫХ ПАНЕЛЕЙ ГЛАВНОГО ЗЕРКАЛА КОСМИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ «МИЛЛИМЕТРОН»

Е.К. Филина^{1,2}

filina.el@asc.rssi.ru,

Е.С. Голубев^{1,2}, В.Н. Пышнов¹,

golubev.ev@asc.rssi.ru

¹ Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН

² Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Космическая обсерватория «Миллиметрон» имеет крупногабаритное трансформируемое главное зеркало апертурой 10 м, состоящее из центральной части диаметром 3

Секция 2

м и 24 раскрываемых лепестков. Каждый лепесток, в свою очередь, разделен на силовой каркас и 3 независимые панели.

Панели представляют собой отражающую оболочку параболической формы, подкрепленную ребрами жесткости и тыльной обшивкой. Все элементы конструкции панели скреплены между собой клеевыми соединениями. К конструкции панелей предъявляются высокие требования к точности отражающей поверхности при условиях эксплуатации на сверхнизком уровне температур (до 4,5 К).

Поэтому в качестве материала панелей выбран высокомодульный углепластик на основе волокна M55j и цианэфириного связующего, который позволяет реализовать ультралегкую конструкцию в сочетании с высокой температурной и гигроскопичной формостабильностью.

Цель предоставляемой работы заключалась в изучении наличия расслоений и их роста в клеевых соединениях при охлаждении конструкции панели до температур эксплуатации. Проведено численное исследование разрушения образцов из углепластика с расслоением в статической постановке. Для моделирования роста расслоения в реальной конструкции ввиду сложности геометрии и условий нагружения как наиболее подходящий инструмент выбран метод конечных элементов.

При этом для исследования рассматриваемой задачи использована модель когезионной зоны в билинейной формулировке деформирования клеевого слоя на основе интерфейсных конечных элементов. Верификация данного подхода проводилась на образцах-балках, предназначенных для экспериментального определения вязкости разрушения клеевого слоя в условиях нормального отрыва (DCB) и сдвигового нагружения (ENF), конфигурации которых описаны в стандартах ASTM.

Полученные результаты численного моделирования задачи о квазистатическом разрушении образца из композиционного материала сравнены с экспериментальными данными зарубежных публикаций, отмечено хорошее согласование.

Далее данный метод применен к реальной конструкции панели с учетом комбинированного характера (нормальный отрыв – сдвиг) деформаций клеевых соединений. В результате анализа напряженно-деформированного состояния конструкции получены зоны возможного расслоения в клеевых соединениях и их влияние на температурную формостабильность панели.

ПОШАГОВОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОНСТРУКЦИИ ПЕРЕХОДНОГО ОТСЕКА КА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

А.А. Боровиков, С.М. Тененбаум

borovic68@mail.ru, ivankovo@list.ru

МГТУ им. Н. Э. Баумана

В настоящей работе применён один из новых подходов к проектированию и созданию конструкций – топологическая оптимизация, который подразумевает получение облика конструкций расчётным путём с учётом реальных условий нагружения. Используемый метод совместно с аддитивными технологиями (3d-печать) позволит существенно повысить массовое совершенство создаваемых изделий, что особенно важно в аэрокосмической технике.

В данной работе решается задача проектирования конструкции переходного отсека космического аппарата с использованием топологической оптимизации с последующей оптимизацией размеров. Для моделирования используется программный комплекс AltairHyperWorks/OptiStruct.

Переходной отсек соединяет между собой разгонный блок и верхнюю часть аппарата. Также к боковым поверхностям переходного отсека крепятся два радиоизотопных термоэлектрических генератора. Отсек должен иметь минимально возможную массу для осуществления задач, поставленных перед космическим аппаратом.

Все эти условия вынуждают создать конструкцию сложной формы. Проектирование и изготовление её классическими методами не обеспечивает минимальную массу.

Топологическая оптимизация применялась ранее для конструкций более простой формы и при более простых граничных условиях.

Практика применения топологической оптимизации в данном случае привела к необходимости варьирования параметров алгоритма и селекции получаемых вариантов.

В результате были выбраны несколько наиболее рациональных вариантов для более подробного анализа.

В данной работе путём нескольких итераций «топологическая оптимизация – интерпретация – оптимизация размеров и толщин» получен окончательный проектный облик конструкции переходного отсека, а также проведены необходимые поверочные расчёты.

Научная новизна работы состоит в тестировании методики пошагового проектирования конструкции с использованием топологической оптимизации.

РАЗРАБОТКА СПОСОБА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ФОРМИРОВАНИЯ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ПАССИВНОГО ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ НЕГЕРМЕТИЧНОГО ОТСЕКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

**В.В. Волоцув,
А.В. Макарычев,**

**volotsuev@mail.ru
a.v.makarychev.89@gmail.com**

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева

В системах обеспечения теплового режима автоматических космических аппаратов (КА) с негерметичным исполнением отсеков часто используются пассивные подсистемы терморегулирования бортовых приборов и элементов конструкции. В данных подсистемах температурные условия функционирования бортовых приборов обеспечиваются за счет выбора подходящих проектных характеристик и расположения: термозащитных покрытий внешних поверхностей КА; радиационных теплообменников; каналов передачи тепловых потоков между бортовыми элементами (элементов конструкции, тепловых труб).

В данной работе рассматривается задача разработки подхода к формированию исходных данных для проектирования системы обеспечения теплового режима КА на базе пассивных средств терморегулирования с использованием CAD/CAE систем.

В исследованиях решаются следующие задачи:

- анализ возможных входящих тепловых потоков на силовые панели со стороны приборов на расчётном временном интервале;
- анализ выходящих тепловых потоков из силовых панелей на радиационные теплообменники и выбор их допустимых величин, при которых температура панели будет изменяться в заданных пределах;

Секция 2

- анализ исходных геометрических характеристик для разработки каналов передачи тепловых потоков (к примеру, тепловых труб) от мест расположения приборов к радиационным теплообменникам;
- анализ возможных входящих тепловых потоков на радиационные теплообменники и выбор проектных характеристик, при которых их температура будет изменяться в заданных пределах;
- формирование исходных данных для разработки термозащитных покрытий внешних поверхностей КА.

РАЦИОНАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТОЛЩИН ОКАНТОВОК ЛЮКОВ ОТСЕКА КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Т.В. Бурнышева, О.А. Штейнбрехер

tburn@mail.ru, olga_sht@mail.ru

Новокузнецкий институт (филиал) ФГБОУ ВО Кемеровский государственный университет

При нарушении регулярности реберной структуры сетчатых оболочек переходят от задач оптимизации к задачам рационального проектирования, в которых не требуется находить экстремум целевой функции. Эти задачи связаны с анализом влияния конструктивных параметров на напряженно-деформированное состояние конструкции, целью такого анализа является выполнение всех ограничений.

Решения задачи рационального проектирования сетчатых оболочек с нерегулярной структурой ребер возможно, если использовать дискретные модели и метод, основанный на проведении вычислительных экспериментов. При рассмотрении сложных конструкций с большим количеством ограничений можно использовать подход, основанный на предварительной редукции конечно-элементной модели к виду аппроксимации функций отклика численно-аналитическим методом.

Рассматривается решение задачи рационального проектирования отсека агрегата космического летательного аппарата - сетчатой оболочки с обшивкой и усиленными вырезами под гаргроты и люки.

Подбор толщин ступенчатых окантовок вырезов осуществлялся с учетом снижения концентрации напряжений в элементах конструкции вблизи внешней окантовки вырезов.

Выбор рационального решения проводился с учетом массы окантовок из области допустимых значений, ограниченной аппроксимирующими функциями коэффициентов концентрации напряжений в структурных элементах оболочки.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ СЕТЧАТОЙ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ КОНСТРУКЦИИ

О.А. Штейнбрехер, Т.В. Бурнышева

olga_sht@mail.ru, tburn@mail.ru

Новокузнецкий институт (филиал) ФГБОУ ВО Кемеровский государственный университет

Одним из этапов составления эскизного проекта конструкции является параметрическая оптимизация – определение оптимальных проектных параметров.

Для сетчатых оболочек такими параметрами будут являться: толщина сетчатой структуры, толщины спиральных и кольцевых ребер, расстояния между спиральными

ребрами (по нормали к оси ребра) и между кольцевыми ребрами, угол наклона спиральных ребер (по отношению к образующей).

Оптимальное проектирование таких конструкций проводят исходя из критерия минимума массы, при соблюдении ограничений на прочность, жесткость и устойчивость конструкции при действии сжимающих нагрузок.

В данной работе рассматривается использование метода перебора по известным аналитическим выражениям, определяющим критическую нагрузку и применение алгоритма оптимизации, в основе которого лежит алгоритм симплексного поиска, при использовании в качестве ограничений, как аналитических формул, так и выражений полученных в результате вычислительного эксперимента, для определения оптимальных проектных параметров сетчатой цилиндрической оболочки.

Расчет проводится для оболочки и сопоставляется с представленными в ней результатами выбора оптимальных параметров по аналитическим зависимостям по выбору оптимальных параметров.

ОБЩАЯ БАЗА ДАННЫХ ПО ИЗДЕЛИЯМ КОРПОРАЦИИ ДЛЯ РАЗРАБОТКИ ИЗДЕЛИЙ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ В РКК «ЭНЕРГИЯ»

С.И. Андрианова

svetlana.andrianova@rscce.ru

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П.Королева»

Для обеспечения стратегии развития Роскосмоса и РКК «Энергия» по выполнению Гособоронзаказа, сохранения позиций в области космических транспортных систем и космических комплексов на уровне сопоставимом или превосходящем возможности ведущих космических стран, а также для обеспечения конкурентоспособности продукции и услуг по техническим и финансовым показателям разработана общая база данных по изделиям Корпорации (ОБДИ) на основе электронной структуры.

Выполнены работы в следующем объеме:

1. Определена структура и основные принципы построения Общей базы данных об изделиях Корпорации.
2. Утверждена классификация изделий РКК в ОБДИ, проводится ее поэтапный ввод в систему.
3. Предложены подходы для применения ОБДИ в части:
 - формирования основных разделов хранения данных ОБДИ,
 - поиска и выбора комплектующих изделий по заданным эксплуатационным характеристикам,
 - оценки конкурентоспособности изделий Корпорации,
 - создания каталогов выпускаемой продукции.
4. Проведен комплекс работ по формированию и применению функциональной электронной структуры изделия для разрабатываемых изделий Корпорации в части:
 - описания бизнес-процессов формирования составов изделия,
 - формализации требований к настройкам системы, отчетам и файлам экспорта,
 - определения реквизитной и содержательной части элементов ЭСИ, порядка заполнения атрибутов и связей элементов ЭСИ.
5. Предложены методы перехода от функциональной ЭСИ к функциональной конфигурации изделий РКК.
6. В рамках ОБДИ проведена интеграция 3 информационных систем, настроен прием состава изделия (в виде функциональной электронной структуры изделия) из си-

стемы управления данными об изделии в систему надежности и систему снабжения МКС.

КОМПОЗИТНЫЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ФИЛЬТРОВ

П.С. Кищук

Piotr-piotrovitch@yandex.ru

ГКНПЦ им. М.В.Хруничева

В статье рассмотрены фильтры, применяющиеся для очистки жидких и газообразных сред от наноразмерных частиц.

Для производства таких фильтров используются порошки и сплавы, устойчивые к окислению, такие как бронза, латунь, коррозионно-стойкая сталь, нихром, никель, титан.

Пористость спечённых фильтров может достигать до 70%. Фильтры, как правило, не производятся прессованием, а применяется спекание порошка, засыпанного в форму.

Для того, чтобы сохранить поры во время спекания и для их увеличения вводятся добавки, которые улетучиваются из-за воздействия повышенной температуры.

Разработаны фильтры из нержавеющей стали со слоем дисперсного порошка на основе нитрида и оксида титана, тонкость фильтрации которыми достигает до 10 нанометров в газовых и жидких средах.

Нанопористый материал МСМ-41 с каналами размером от 2 до 10 нм получается из раствора, содержащего силикаты натрия и алюминия с ПАВ, обрабатываемого в автоклаве при температуре 150 оС в течение двух суток с дальнейшей промывкой, сушкой и обработкой при температуре 540оС в азотной или воздушной атмосфере.

В качестве фильтрующих материалов могут использоваться различные волокна и ткани. Так, стекловолокно может использоваться в фильтрах, работающих в агрессивных средах и широком диапазоне температур, но быстро истираются и разрушаются.

Для пресс-фильтров может быть использована металлизированная ткань.

ОСОБЕННОСТИ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ТРАНСФОРМИРУЕМОГО СЕТЧАТОГО РЕФЛЕКТОРА ЗЕРКАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ АНТЕННЫ

С.В. Резник¹,

sreznik@bmstu.ru

А.В. Григорьевский², О.В. Денисов¹, В.А. Заваруев³,

Р.А. Миронов⁴, В.М. Просвириков², Н.М. Петров¹,

П.В. Просунцов¹

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² ОАО «Композит»;

³ ООО «Фирма ТРИИНВЕСТ»;

⁴ АО «ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина»

В России и за рубежом широким фронтом ведутся разработки крупногабаритных зеркальных космических антенн (ЗКА) с трансформируемыми сетчатыми рефлекторами. Наиболее часто конструктивно такие рефлекторы выполняются по зонтичной или вантово-мембранной (ободной) схеме с силовыми элементами из углепластиков, а отражающая радиоволны поверхность – из металлического сетеполотна, регулирующие тросы – из полимерных волокон. Составной частью проектных исследований ЗКА является моделирование тепловых режимов рефлекторов применительно к условиям эксплуатации.

Наряду с необходимостью привлечения значительных вычислительных ресурсов большие затруднения вызывает отсутствие надежных данных по теплофизическим и оптическим характеристикам углепластиков и металлических сетеполотен.

Авторы настоящей работы для обеспечения проектных исследований необходимыми данными по характеристикам материалов использовали как оригинальные методики, так и стандартные приборы. Теплопроводность углепластиков стержневых элементов определялась по новой методике. В элементах натуральных стержневых конструкций с помощью электрических нагревателей создавался перепад температуры, который измерялся термopарами или с помощью тепловизора. Для обработки экспериментальных данных использовалась программа решения нелинейной обратной задачи теплопроводности.

В силу отсутствия справочных данных особое внимание было уделено определению оптических характеристик металлических сетеполотен. Образцами служили прямоугольные элементы 7 типов металлических сетеполотен (из волокон вольфрама диаметром 15 мкм без покрытия и с золотым покрытием с различными размерами ячеек, из волокон молибдена диаметром 20 мкм без покрытия, из стальных волокон диаметром 50 мкм с покрытием из никеля). Погонная плотность сетеполотен лежала в интервале от 0,055 кг/м² до 117 кг/м².

В спектральном диапазоне 0,25-2,50 мкм направленно-полусферическая отражательная способность определялась на автоматизированном спектрофотометре «Cary 500» фирмы «Varian» с установленной интегрирующей сферой DRA-CA-5500 фирмы «Labsphere».

Кроме того, в диапазоне 0,40-2,60 мкм. измерения были выполнены с помощью автоматизированного ИК-Фурье спектрометра Nicolet iS50, а в диапазоне 3-25 мкм – с помощью Фурье-спектрометра ИК излучения Frontier. Поглощательная способность определялась расчетным путем

При математическом моделировании теплового режима рефлектора ЗКА диаметром 100 м, находящегося на геостационарной орбите, конечно-элементная модель рефлектора строилась с использованием 3d тетрагональных элементов (около 60000) для композитных спиц из углепластика и 2d элементов (30000 шт.) для металлического сетеполотна и полимерных тросов. Тепловой контакт между отдельными элементами конструкции считался идеальным. Поверхность углепластика считалась диффузно излучающей.

Сетеполотно представлялось в виде частично прозрачной оболочки толщиной 0,025 мм из материала с плотностью 3200 кг/м³, удельной теплоемкостью 500 Дж/(кг·К), теплопроводностью 3,6 Вт/(м·К). Сетеполотно имело пропускательную способность 0,85, а его степень черноты и излучательная способность были равны 0,09.

В результате математического моделирования теплового режима рефлектора ЗКА исследована степень влияния неопределенности ТФХ и ОХ на тепловой режим рефлектора, дана оценка максимальных и минимальных значений температуры силовых элементов и металлического сетеполотна, а также максимальных перепадов температуры. Показано слабое влияние теплопроводности металлического сетеполотна на параметры теплового режима.

По оценкам суммарная масса рефлектора может составить около 1900 кг.

Отдельные результаты были получены при финансовой поддержке в рамках работ по Соглашению о предоставлении субсидии №14.577.21.0129 с Министерством образования и науки Российской Федерации. Уникальный идентификатор прикладных научных исследований (проекта) RFMEFI57714X0129.

ОПТИМИЗАЦИЯ СТРУКТУРЫ ГИБРИДНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА ДЛЯ ОБШИВКИ КРЫЛА МНОГОРАЗОВОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТУРИСТИЧЕСКОГО КЛАССА

**Т.Г. Агеева, Е.Р. Ашихмина,
П.В. Просунцов**

pavel.prosuntsov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время известны десятки проектов многоразовых космических аппаратов туристического класса (МКА ТК). В их разработку вовлечены преимущественно научные коллективы частных компаний и университетов. К конструкции МКА ТК с одной стороны предъявляются требования высокой прочности и жесткости, а с другой – массовой и экономической эффективности. В полной мере их могут удовлетворить современные композиционные материалы (КМ), в частности гибридные полимерные КМ (ГПКМ). Благодаря рациональному сочетанию в ГПКМ разнородных наполнителей можно достичь необходимых значений конструктивно-технологического совершенства МКА ТК.

Целью работы является оптимизация структуры трехслойной обшивки крыла суборбитального МКА ТК, представляющей собой слоистый ГПКМ и сотовый наполнитель. Предполагалось, что ГПКМ состоял из стеклоткани сатинового переплетения, углеродной однонаправленной ленты и эпоксидного связующего. Для определения упругих характеристик пакета ГПКМ были построены модели материалов с различными значениями проектных переменных в среде Msc.Digimat. Оптимизация структуры слоистого ГПКМ проводилась с использованием численных методов, реализованных в коммерческих пакетах программ Siemens Femap и Altair HyperMesh. К варьируемым параметрам относились толщина монослоя в ГПКМ и толщина сотового наполнителя, ограничения накладывались на жесткость крыла (прогиб), критериями оптимальности служили минимум массы и стоимости конструкции.

В результате проведения оптимизации методом последовательного анализа вариантов была выбрана рациональная структура обшивки крыла МКА ТК.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ И ОПТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГИБРИДНЫХ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ КРЫЛА СУБОРБИТАЛЬНОГО МНОГОРАЗОВОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТУРИСТИЧЕСКОГО КЛАССА

**Т.Г. Агеева¹,
Д.Я. Барин², В.М. Просвириков³**

tageeva888@gmail.com

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана,

² ФГУП ВИАМ,

³ ОАО «Композит»

Для крыла суборбитального многоразового космического аппарата туристического класса (МКА ТК) перспективны гибридные полимерные композиционные материалы (ГПКМ), которые позволяют одновременно минимизировать массу и обеспечить необходимый уровень долговечности, надежности и экономической эффективности конструкции. Полет МКА ТК по суборбитальной траектории предполагает воздействие на него радиационных и конвективных тепловых потоков, и, как следствие, возникно-

вление повышенных температур на его поверхности. При оценке температурного состояния конструкции крыла МКА ТК необходимо располагать теплофизическими (ТФХ) и оптическими характеристик применяемых материалов.

Работа посвящена теоретическому и экспериментальному определению ТФХ и оптических характеристик ГПКМ. К одной из основных теплофизических характеристик, необходимых при моделировании теплового режима крыла МКА ТК, относится коэффициент теплопроводности. Конструкция трехслойной обшивки крыла МКА ТК состоит из сотового заполнителя и слоев ГПКМ, поэтому нужно определить коэффициенты теплопроводности как самой сотовой панели, так и многослойных обшивок из ГПКМ.

В результате проведения расчетно-экспериментальных исследований определены: температурные зависимости теплопроводности сотовых заполнителей из алюминиевого сплава АМг-5, стали 08Х18Н10, титанового сплава ВТ15, СП, УП и ОП; температурные зависимости поперечной теплопроводности ГПКМ, а также коэффициент отражения и излучения ГПКМ. Полученные результаты используются при моделировании теплового режима крыла МКА ТК, и могут быть полезны при проведении аналогичных исследований.

АНАЛИЗ ПРОЧНОСТИ И ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНОЙ КОНСТРУКЦИИ УЗЛОВ КРЕПЛЕНИЯ КОМПОЗИТНЫХ СЕТЧАТЫХ СТРУКТУР, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

А.А. Алексеев, А.В. Азаров

alexart93@bk.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В ракетно-космической технике активно применяются сетчатые композитные конструкции, состоящие из семейств пересекающихся ребер, образующих регулярную структуру. Сетчатые конструкции выполняются из однонаправленного углепластика методом непрерывной намотки и обладают высокой удельной жесткостью и прочностью.

Одна из основных проблем, возникающих при проектировании композитных конструкций для объектов аэрокосмической отрасли, связана с разработкой узлов крепления. Сетчатые конструкции с помощью шпангоутов механически крепятся к элементам смежных конструкций (болтовое соединение). При высоких нагрузках в узлах соединения образуются концентрации напряжений, которые приводят к расслоению углепластика и выходу из строя конструкции в целом. Во избежание этого нагрузку в соединительных узлах необходимо распределять. Таким образом, актуальным является анализ существующих соединений и выбор наиболее рационального варианта для распределения нагрузки.

В настоящей работе рассматриваются следующие варианты крепления сетчатых конструкций: болтовое соединение, при котором ось болта сонаправлена с вектором приложенной нагрузки; болтовое соединение, при котором ось болта перпендикулярна вектору приложенной нагрузки; болтовое соединение с применением металлических скоб для распределения нагрузки.

Были разработаны геометрические и конечно-элементные модели различных вариантов крепления сетчатой конструкции. По результатам моделирования, выполненного с помощью пакета программ Siemens Femap, выбрана рациональная схема крепления сетчатой конструкции, обеспечивающая наилучшее распределение напряжений в конструкции.

РАЗРАБОТКА ФОРСИРОВАННОГО НАГРЕВАТЕЛЬНОГО БЛОКА СТЕНДА ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Р.С. Балджиев, П.В. Просунцов

rbaldji@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Сложной задачей при разработке объектов аэрокосмической техники является обеспечение эффективной тепловой защиты конструкций от действия высокоэнтальпийных потоков газа. Неотъемлемым этапом отработки конструкций при этом являются тепловые испытания материалов, рабочие температуры которых в настоящее время составляют более 2000 К. При создании элементов тепловой защиты многоразовых космических аппаратов широкое распространение получили стенды радиационного нагрева на базе галогенных ламп накаливания (ГЛН). Однако максимальные температуры объектов испытаний у данного класса стендов ограничены уровнем примерно 1500 К, что связано с нарушением галоген-вольфрамового цикла ГЛН.

Данная работа является логическим продолжением работы, посвященной созданию конструктивно-компоновочной схемы стенда радиационного нагрева на базе ГЛН с рабочими температурами более 2000 К, в рамках которой решалась задача повышения температуры объекта испытаний за счет введения активного охлаждения колб ГЛН потоком сжатого газа.

В настоящей работе решены вопросы создания двух важных систем стенда с активным охлаждением ГЛН – системы подачи сжатого газа в рабочую зону, обеспечивающей равномерность поля скоростей не более 5%, и системы утилизации горячего газа на выходе из рабочей зоны стенда, позволяющей снизить среднемассовую температуру потока газа до 365 К. С использованием пакета программ ANSYS Fluent проведено моделирование комбинированного конвективно-кондуктивного теплообмена в рабочих зонах и выбраны рациональные варианты компоновки систем.

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПРОГРЕВА И РАЗРУШЕНИЯ УГЛЕРОД-КЕРАМИЧЕСКИХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

**Д.Я. Баринов,
П.В. Просунцов,**

**dybarinov@gmail.com,
pavel.prosuntsov@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В последние годы в аэрокосмической технике появилась необходимость в новых материалах, способных работать при температурах до 3000 °С, при этом они должны максимально противостоять поверхностному и объемному окислению. Одними из материалов, способных работать при таких температурах являются углерод-керамические композиционные материалы (УККМ). В США основной упор при этом делается на разработку УККМ на основе системы типа HfB_2/SiC и ZrB_2/SiC .

Анализ возможностей современных коммерческих пакетов конечно-элементного анализа показал, что в настоящее время отсутствуют математические модели, описывающие в полной мере процессы тепло- и массопереноса, происходящие в таких высокотемпературных керамиках.

В данной работе предложена математическая модель для расчета прогрева и разрушения представительных элементов объема многофазных композиционных материалов, а также моделирования уноса материала при деструкции его компонентов. В основе математической модели лежит решение обобщенного нестационарного уравнения теплопроводности методом конечных элементов. Моделирование подвижной границы проводится с использованием значений как массовой, так и линейной скоростей уноса материала с поверхности. Теплофизические характеристики всех материалов задаются как функции температуры, а значение скорости уноса кроме того является функцией скорости нагрева материала. Модель учитывает все фазовые превращения в разрушающемся материале.

Разработан программный модуль, реализующий предложенную модель прогрева и разрушения материала. Проведена его верификация путем сравнения температурных полей в представительном элементе объема материала с результатами расчетов в коммерческих программных пакетах.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ ЗАМКОВОГО СОЕДИНЕНИЯ КЕРАМИЧЕСКИХ ЛОПАТОК И МЕТАЛЛИЧЕСКОГО ДИСКА ТУРБИНЫ ДВИГАТЕЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А.С. Базунов,

bazunov2anton@yandex.ru

А.А. Лаврухин, С.В. Резник, Д.В. Сапронов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В проектах перспективных летательных аппаратов рассматриваются варианты применения комбинированных двигательных установок, одним из компонентов которых служит газотурбинный двигатель, отвечающий требованиям высокой экономичности, надежности, низкого уровня шума и низкой эмиссии вредных веществ. Такой двигатель должен иметь высокие показатели по удельной работе и эффективному к.п.д. С целью их достижения температура газа перед турбиной должна повышаться. Для решения этой задачи необходимо использовать рабочие лопатки турбин из новых жаропрочных материалов, выдерживающих температуры до 1600°C. В качестве таких материалов могут применяться различные керамики. Основной неблагоприятный фактор при создании керамических деталей – хрупкость материала.

По данным исследований ведущих двигателестроительных фирм, прочность цельного керамического ротора турбины не может быть обеспечена. Более реальной задачей представляется создание сборной конструкции из металлического диска и керамических лопаток. Обеспечение прочности замкового соединения является одной из основных проблем при создании ротора с керамическими лопатками.

В представленной работе проводился анализ возможности применения керамических лопаток в составе рабочего колеса авиационного газотурбинного двигателя типа ПД-14/PW1000/LEAP. Проектирование рабочего колеса осуществлялось при помощи программного кода в среде пакета Ansys Mechanical. Полётный цикл представлялся тремя модельными режимами: «Взлёт» – включение двигателя на полную мощность при наборе высоты, «Крейсер» – полёт на набранной высоте, «Земной малый газ» – рулёжка самолёта после посадки.

МЕТОД ИДЕНТИФИКАЦИИ ПРОЧНОСТИ УГЛЕПЛАСТИКА ПРИ СДВИГЕ В ПЛОСКОСТИ СЛОЯ

**С.Ж. Картабаев,
А.Н. Русланцев,**

**k_sayat.93@mail.ru
andreiruslantsev@gmail.com**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В силовых ракетно-космических конструкция все шире используются композиционные материалы (КМ). Известен ряд методов определения сдвиговой прочности КМ, однако они не обеспечивают создание сдвига во всей рабочей зоне образца. Также существенное влияние на характеристики КМ оказывают технологические факторы, следовательно, характеристики материала целесообразно определять на образцах, сходных по методу создания и укладке с конструкцией. В настоящей работе предлагается подход, позволяющий идентифицировать прочность материала при сдвиге в плоскости слоя по результатам испытаний косоугольно армированных плоских образцов. Метод основан на предположении, что при испытании образца возможно вычислить напряженно-деформированное состояние материала перед его разрушением и напряжения в слое, которые являются одной из точек на поверхности разрушения материала, описываемой критерием разрушения. Изменяя схему армирования образцов и направление нагрузки, можно получить семейство точек на поверхности разрушения материала. Задав критерием прочности, можно решить задачу оптимизации, определить параметры модели поверхности разрушения и вычислить прочность материала на сдвиг в плоскости слоя.

Данный алгоритм был применен к результатам испытаний углепластика БМИ-3/3692. Из данного КМ была изготовлена однонаправленно-армированная пластина, затем были вырезаны образцы под углами 0° , 90° и 45° . Образцы были испытаны на испытательной машине Instron-7709.

По результатам испытаний образцов были определены прочности и упругие постоянные КМ вдоль и поперек основы ткани и НДС слоя в его главных осях в момент разрушения образца с армированием ± 450 .

При использовании критерия максимальных напряжений прочность образца на сдвиг составила 100 МПа. При применении критерия Цая-Хилла прочность при сдвиге составила 101 МПа, а при использовании критерия Цая-Ву – 100 МПа. Экспериментальное значение сдвиговой прочности материала – 114 МПа.

Таким образом, предложен метод определения прочности углепластика при сдвиге в плоскости слоя, получены результаты для углепластика БМИ-3/3692, показано удовлетворительное согласие расчетных и экспериментальных данных.

РАСЧЕТ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ТРАНСФОРМИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО МОДУЛЯ ДЛЯ МКС

**А.Е. Овчаров,
К.В. Михайловский,**

**alexandr.ovcharov92@gmail.com,
konst_mi@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время в рамках Федеральной космической программы России, а также программы космических исследований NASA активно проводятся работы в области проектирования и создания трансформируемых космических модулей, в том числе

обитаемых. Одна из интересных концепций трансформируемых космических модулей была разработана в 90-х годах прошлого века NASA. Спустя несколько лет она нашла реализацию в проектах компании Bigelow Aerospace, направленных на создание собственных автономных станций на орбите Земли и Луне. Для отработки и проведения натуральных испытаний был создан и успешно введен в эксплуатацию трансформируемый космический модуль ВЕАМ для международной космической станции (МКС). В России трансформируемыми космическими модулями для МКС занимается ОАО «РКК «Энергия» имени С.П. Королева», где проработан прототип системы трансформируемого модуля с обитаемыми отсеками.

Одной из ключевых проблем при создании трансформируемых космических модулей является выбор и обоснование материалов слоев оболочки с учетом действия эксплуатационных нагрузок, обеспечения теплового режима внутри отсека, а также защиты экипажа и оборудования от действия факторов космического пространства. Для формирования требований по теплоизоляции, ее размещению в слоях трансформируемой оболочки модуля необходимо проведение расчета теплового состояния оболочки с учетом условий эксплуатации.

На основе вышесказанного настоящая работа направлена на анализ теплового режима трансформируемого космического модуля для МКС с помощью численных методов математического моделирования и их программной реализации в программном продукте FEMAP. Тепловой режим трансформируемого модуля определяется с учетом его планируемого полета по низкой околоземной орбите при действии теплового излучения Солнца, отраженного от Земли теплового излучения и собственного излучения Земли. На основе выполненных расчетов разработаны рекомендации по теплоизоляционным материалам и их толщинам.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОМПОЗИТНОЙ КОНСТРУКЦИИ ПЕРЕДНЕГО ОПЕРЕНИЯ КРЫЛАТОГО ВОЗВРАЩАЕМОГО РАЗГОННОГО БЛОКА ДЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ КЛАССА «АНГАРА»

**Е.А. Педченко,
К.В. Михайловский,**

**PedchenkoSM13@gmail.com,
konst_mi@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана,

В настоящее время для вывода полезной нагрузки на орбиту, преимущественно, применяются одноразовые ракеты-носители (РН). Применение одноразовых РН требует обеспечения рядом с местом запуска обширных пространств для падения отработанных ступеней, что ухудшает экологическую ситуацию, а также представляет опасность для населения и наземной инфраструктуры. Кроме того, из-за одноразового применения теряются значительные финансовые и временные ресурсы, в связи с чем, увеличивается и стоимость вывода полезного груза. Очевидно, что применение многоразовых ступеней РН позволит не только снизить материалоемкость и стоимость в целом РН, но и уменьшить стоимость вывода полезного груза.

Попытки создать полностью многоразовые средства выведения на орбиту космических аппаратов пока не увенчались успехом, поэтому на современном этапе чаще рассматриваются более простые системы выведения, в которых возвращаемыми являются только первые ступени РН.

Одним из перспективных отечественных проектов является создание возвращаемых разгонных блоков (ВРБ) с трапециевидным крылом для РН класса «Ангара». Данные ВРБ после выработки топлива на начальном участке выведения отделяется от

центрального блока РН «Ангара» и возвращаются к месту старта, где совершают горизонтальную посадку на полосу аэродрома. Для улучшения предпосадочных аэродинамических характеристик ВРБ в носовой части конструкции предусмотрено переднее оперение.

Настоящая работа посвящена обоснованию конструкции и выбору материалов переднего оперения ВРБ РН класса «Ангара». Предложена конструктивно-силовая схема переднего оперения с применением композиционных материалов. Представлены результаты аэродинамического и прочностного расчета с учетом действия эксплуатационных нагрузок.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ЗАВИСИМОСТИ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ И ОПТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОТ ТЕМПЕРАТУРЫ И ДЛИНЫ ВОЛНЫ НА ТЕМПЕРАТУРНОЕ СОСТОЯНИЕ РЕФЛЕКТОРА НАДУВНОЙ КРУПНОГАБАРИТНОЙ АНТЕННЫ

С.В. Резник, Д.А. Козуб

ishim-1993@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проектные исследования крупногабаритных космических конструкций сопровождаются теоретическим анализом тепловых режимов, соответствующих условиям эксплуатации. Объектом исследования в данной работе являлся рефлектор крупногабаритной надувной зеркальной космической антенны. В качестве материала поверхности, отражающей радиоволны, была выбрана полиимидная пленка с металлизацией поверхности алюминием. Полиимидная пленка относится к частично прозрачным материалам и способна селективно пропускать, рассеивать и поглощать падающие потоки прямого солнечного излучения и потоки теплового излучения, уходящие от Земли.

Моделирование температурного состояния рефлектора под действием прямого солнечного излучения проводилось для 12 участков геостационарной орбиты с использованием программного комплекса FEMAP. Начальная температура принималась равной 293 К. Проведено сравнение тепловых режимов оболочки рефлектора с учетом и без учета температурной зависимости теплофизических характеристик (теплопроводности и удельной теплоемкости от температуры) и с учетом, и без учета спектральной зависимости оптических характеристик (поглощательной и излучательной способностей) от длины волны. Сделан вывод о том, какими зависимостями можно пренебречь ввиду их незначительного влияния на температурное состояние отражающей поверхности рефлектора крупногабаритной надувной антенны.

Отдельные результаты были получены при финансовой поддержке в рамках работ по Соглашению о предоставлении субсидии №14.577.21.0129 с Министерством образования и науки Российской Федерации. Уникальный идентификатор прикладных научных исследований (проекта) RFMEFI57714X0129.

РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ ПОРИСТЫХ УГЛЕРОД-КЕРАМИЧЕСКИХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МИКРОМАСШТАБНЫХ МОДЕЛЕЙ РЕАЛЬНОГО МАТЕРИАЛА

П.В. Просунцов, Н.Ю. Тараскин

trzzz@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Одной из сложных научно-технических задач в современной ракетно-космической технике является создание надежной, эффективной в экономическом и весовом отношении системы тепловой защиты. В настоящее время в системах тепловой защиты применяются углерод-керамические композиционные материалы (УККМ). Эти материалы имеют рабочую температуру до 2000 К и при этом обладают достаточно высокими механическими характеристиками. Однако препятствием на пути к созданию эффективных в весовом отношении систем тепловой защиты на основе УККМ являются их высокие плотность (2000 кг/м³) и теплопроводность (до 60 Вт/(м·К)). Поэтому, перспективным является создание более пористых УККМ с существенно меньшей теплопроводностью.

Были исследованы образцы УККМ с плотностью 1200, 1400, 1600 и 1800 кг/м³. Геометрические модели были построены с учетом реальной структуры, полученной с помощью рентгеновского микротомографа Bruker Skyscan 1172. Далее в пакете программ Siemens NX были построены конечно-элементные модели для представительных элементов объема материала и проведено моделирование комбинированного радиационно-кондуктивного теплопереноса. В итоге были получены температурные зависимости эффективной и молекулярной теплопроводности пористого УККМ. Однако данный подход к расчетно-теоретическому определению характеристик УККМ сопряжен с большим объемом вычислений, что затрудняет его использование на этапе проектирования материалов.

Была предложена упрощенная модель структуры материала, включающая в себя твердую матрицу из УККМ и поры. При этом размер и форма пор выбраны в соответствии с результатами томографических исследований. Проведено сравнение результатов расчетов теплопроводности пористых УККМ с использованием реальной модели структуры и упрощенной модели. Показано, что результаты различаются не более чем на 5 %, в то время как трудоемкость вычислений снижается в несколько раз.

АНАЛИЗ РАДИАЦИОННО-КОНДУКТИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ТКАНЕВЫХ НАГРЕВАТЕЛЕЙ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ ОБРАЗЦОВ ИЗ КЕРАМИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ

**Д.В. Алексеев, П.В. Просунцов,
А.В. Шуляковский, И.Ю. Ильин**

ilyin.ilin94@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Головные радиопрозрачные обтекатели различных управляемых ракет представляют собой оболочечные конструкции из неметаллических материалов. С повышением скоростей полета, маневренности, расширением диапазона высот требования к обтекателям ужесточаются. Стеновые тепловые испытания – важный этап создания таких ответственных конструкций.

Технические средства тепловых испытаний с использованием тканевых гибких углеродных электронагревателей являются перспективными для наземной экспериментальной отработки конструкций головных обтекателей ракет. К главным преимуществам такого оборудования относят простоту конструкции, возможность проводить испытания для широкого диапазона габаритов и материалов головных обтекателей, относительно невысокую стоимость испытаний, экологичность и малую энергоемкость.

В настоящей работе за основу углеродного тканевого контактного гибкого электронагревателя была взята ткань «Урал ТМ-4». На основе исследования ее структуры в программном комплексе MSC.Digimat 2016.0 была разработана геометрическая модель представительного элемента тканевого электронагревателя. В программном комплексе Siemens NX 10.0 для элемента электронагревателя были построены конечно-элементные модели двух вариантов контакта нагревателя с керамическим образцом и теплоизолятором в рабочей зоне стенда. В первой модели нагрев образца производился за счет контакта нагревателя с его поверхностью. Во второй модели считалось, что между нагревателем и поверхностью образца имеется зазор в 1 мм и нагрев образца осуществляется только тепловым излучением.

По результатам математического моделирования радиационно-кондуктивного теплообмена проведен сравнительный анализ эффективности и точности распределения температуры на поверхности керамического образца для двух способов нагрева.

РАСЧЕТНЫЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ИСПЫТАНИЙ НА СРЕЗ ШТИФТОВ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

**Н.А. Абрамова^{1,2}, А.Ф. Макаров¹,
К.В. Михайловский²**

**avia3261@mail.ru
konst_mi@mail.ru**

¹ Гос МКБ «Радуга» им. А.Я. Березняка,

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время в отечественных объектах аэрокосмической техники велика еще доля соединений элементов конструкций с помощью металлических крепежных деталей, в том числе и для соединения деталей и элементов конструкций из композиционных материалов (КМ), что, очевидно, приводит к увеличению массы конструкций. Однако, уже на протяжении ряда лет ведущие центры ракетно-космической и авиационной промышленности, такие как NASA (США), Snecma Propulsion Solide (Франция), Air Force Research Laboratory (США), Airbus (Европейский Союз), Boeing (США) – активно применяют КМ для изготовления крепежных деталей и соединений. Применение таких крепежных деталей позволяет не только снизить массу конструкций, но и обеспечить необходимую несущую способность, химическую стойкость.

Вместе с тем, применение крепежных деталей из КМ материалов в соединении ответственных элементов конструкций аэрокосмической техники осложнено их анизотропией и отличным от металлов механизмом разрушения, в том числе и при циклических испытаниях, что не позволило пока разработать достаточно корректные методы оценки их работоспособности. Рациональным видится разработка данных методов с применением современных программных продуктов конечно-элементного анализа наподобие ANSYS, NX, а также многочисленными экспериментальными исследованиями.

На разработку методов оценки работоспособности крепежных деталей и направлена настоящая работа, в рамках которой проводится численное моделирование испытаний на срез штифтов из КМ, а также верификация моделей на основе экспериментальных данных по испытаниям штифтов из стеклопластика. С использованием результатов расчетов разработаны рекомендации по размерам штифтов в зависимости от требуемой эксплуатационной нагрузки.

КОНЦЕПТУАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАЗРАБОТКА ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ НА БАЗЕ ОПЫТА ПРОВЕДЕНИЯ ЭЛЕКТРОННОГО МАКЕТИРОВАНИЯ

А.А. Гукало

anton.gukalo@rsce.ru

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П.Королева»

Расширение сферы применения систем автоматизированного проектирования (САПР) в процессах создания изделий, их новые возможности, позволяющие повысить качество технической документации и изделия в целом, в определённой степени вносят коррективы в организацию и результаты разработки ракетно-космической техники (РКТ).

С учётом прогресса САПР развиваются и требования заказчиков к форме и порядку разработки РКТ, а также требования нормативно-технической документации (НТД).

Современные ГОСТ на каждой из стадий жизненного цикла изделий, начиная с эскизного проекта, рассматривают применение САПР как подход, дополняющий стандартные методы разработки и испытаний РКТ.

Результаты внедрения новых методов с учётом современных требований НТД показаны на опыте работы РКК «Энергия». Описан метод – электронное макетирование – обеспечивающий выполнение новых требований стандартов, с использованием САПР. Рассмотрены положительные тенденции в развитии ЕСКД в части применения средств автоматизации, а так же проблемные вопросы, требующие детальной проработки в рамках всей отрасли.



ОСНОВОПОЛОЖНИКИ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ И ПРОБЛЕМЫ ТЕОРИИ И КОНСТРУКЦИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ РАСПЫЛИВАНИЯ ЖИДКОСТИ В СНОСЯЩЕМ ВЫСОКОСКОРОСТНОМ ВОЗДУШНОМ ПОТОКЕ

К.Ю. Арефьев^{1,2,3}, А.В. Воронецкий², А.С. Савельев^{3,4}, С.А. Сучков², А.Ю. Яковчук¹

¹ЦИАМ им. П.И. Баранова, отдел аэрокосмических двигателей

²МГТУ им Н.Э. Баумана, кафедра ракетных двигателей

³МФТИ, лаборатория гиперзвуковых и плазменных технологий

⁴ОИВТ РАН, лаборатория экспериментальных и теоретических исследований горения

Для повышения эффективности рабочего процесса в энергетических и силовых установках аэрокосмической техники требуется оптимизация характеристик распыла и смешения жидкого горючего в сносящем высокоскоростном воздушном потоке. Такого рода оптимизация требует комплексных расчетно-экспериментальных исследований.

Учитывая высокую сложность и многостадийность термо- и газодинамических процессов распыла и смесеобразования жидкого горючего с высокоскоростным воздушным потоком, комплексные расчетно-экспериментальные исследования целесообразно разделить на несколько этапов:

- разработка многомерной физико-математической модели для численного решения задачи определения параметров нестационарных многофазных течений, основанной на теоретических представлениях и ранее полученных экспериментальных данных;
- проведение модельных экспериментов при имитации критериев подобия, близких к натурным, и уточнение математической модели на их основе;
- выполнение параметрического расчетного исследования с целью оптимизации и выбора режимов распыла и смешения жидкого горючего в сносящем высокоскоростном воздушном потоке;
- испытания прототипов натуральных объектов при параметрах, максимально приближенных к выбранным режимам, для подтверждения полученных результатов.

На данном этапе исследований проведены модельные эксперименты при имитации критериев подобия, близких к натурным, и уточнению математической модели путем сопоставления расчетных и экспериментальных данных. В экспериментальной части работы использована лабораторная установка, оснащенная современными средствами диагностики параметров (характеристик сносящего потока и распыла), в том числе PIV, IMI, Shadow. Исследование распыла модельной жидкости в воздушном потоке со скоростями до 200 м/с выполнены для центробежных и струйных форсунок с различными геометрическими параметрами. Для реализуемых перепадов давления в соплах форсунок начальные диаметры капель составляют 80-400 мкм. Показано, что в рассматриваемых условиях наиболее интенсивное газодинамическое дробление капель (до диаметров ~5...40 мкм) реализуется на

небольшом удалении от форсунок, где числа Вебера значительно превышают критические значения. Дальнейшее дробление капель - малоинтенсивное.

Уточнение ранее разработанной математической модели распыла и смесеобразования капель жидкости позволило обеспечить удовлетворительную точность расчета многофазного течения с учетом дробления и испарения капель жидкости.

Исследования выполнены при частичной финансовой поддержке РФФИ в рамках гранта № 14-08-01118.

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕЖКАНАЛЬНОЙ СХЕМЫ ДВИЖЕНИЯ ТЕПЛОНОСИТЕЛЯ В ЯДЕРНОМ РЕАКТОРЕ

Ф.В. Пелевин

pelfv@rambler.ru

А.В. Пономарев, С.А. Орлин

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

Представлен анализ различных схем движения теплоносителя в ядерном реакторе с шаровыми микротепловыделяющими элементами (микротвэлами). Рассмотрены условия, при которых можно снизить потери давления в реакторе с шаровыми микротвэлами до приемлемых величин. Определены площади проходного сечения, скорости движения теплоносителя сквозь шаровые твэлы, потери давления в реакторах с продольно-осевым, радиальным движением теплоносителя сквозь шаровые твэлы. Предложена и рассмотрена межканальная схема движения теплоносителя сквозь шаровые микротвэлы. Определены условия её преимущества перед радиальной схемой. На модельных трактах получены экспериментальные данные о полях давления и температуры в подводящих и отводящих каналах реактора с межканальной схемой движения теплоносителя. Установлено, что в подводящих каналах статическое давление возрастает по длине канала, а в отводящих каналах, вследствие притока массы, давление уменьшается. Отмечен рост температуры теплоносителя по длине подводящих каналов. Определена теплогидравлическая эффективность теплообмена в схеме с межканальным движением теплоносителя сквозь шаровые микротвэлы на модельных рабочих участках. Эффективность теплообмена возрастает с увеличением теплопроводности, пористости шаровой засыпки, с уменьшением относительного пути движения теплоносителя l/δ и числа Рейнольдса.

Гидравлические потери будут меньше, чем в реакторе с радиальным течением теплоносителя, при условии когда расстояние l между подводящими и отводящими каналами N будет меньше толщины шарового микротвэльного слоя δ .

При одинаковых затратах мощности на прокачку теплоносителя увеличивается скорость движения и теплоотдача. Показано преимущества шаровых микротвэлов перед тепловыделяющими сборками на основе витых стержней. Приводятся результаты экспериментального исследования полей давления и температуры в каналах с отводом и подводом массы и теплоты при переменных массовых расходах теплоносителя.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ СМЕШЕНИЯ ПРОДУКТОВ ГАЗИФИКАЦИИ ТВЕРДЫХ УГЛЕВОДОРОДОВ С ВЫСОКОЭНТАЛЬПИЙНЫМ ВОЗДУШНЫМ ПОТОКОМ В КАНАЛЕ ПОСТОЯННОГО СЕЧЕНИЯ

К.В. Федотова^{1,2}, К.Ю. Арефьев^{1,2,3}, А.В. Сухов², Л.С. Яновский^{1,4}

¹ЦИАМ имени П.И. Баранова, Москва, Россия

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

³МФТИ, Москва, Россия

⁴ИПХФ РАН, Черноголовка, Россия

Одним из направлений повышения эффективности рабочего процесса в перспективных энергетических и силовых установках для аэрокосмической техники является улучшение процесса смешения продуктов газификации твердых углеводородов с высокоэнтальпийным потоком воздуха.

Качество смесеобразования в каналах определяется условиями подачи продуктов газификации твердых углеводородов, в частности относительным скоростным напором, приведенным количеством форсунок на единицу площади поперечного сечения и направлением подачи.

Работа посвящена численному исследованию эффективности смешения продуктов газификации твердых углеводородов с высокоэнтальпийным воздушным потоком в каналах постоянного сечения. Задачей исследования является оптимизация геометрических и режимных параметров, обеспечивающих максимальную интенсивность смесеобразования с минимальными потерями полного давления.

В работе представлена математическая модель для расчета полноты смешения сверхзвуковой неизобарической струи продуктов газификации твердых углеводородов с дозвуковым высокоэнтальпийным воздушным потоком, основанная на решении системы полных осредненных по Фавру уравнений Навье-Стокса для вязкого теплопроводного газа в трехмерной нестационарной постановке с учетом турбулентности течения.

Проведенное численное моделирование показало, что с увеличением отклонения соотношения компонентов от стехиометрического, коэффициент полноты смешения увеличивается. Также отмечено, что наиболее качественное смешение для рассматриваемого случая реализуется при отношении скоростного напора струи продуктов газификации твердых углеводородов к скоростному напору потока воздуха ~ 100 .

Исследована возможность интенсификации смесеобразования путем возбуждения пульсаций давления в струе продуктов газификации твердых углеводородов. Надлежащий выбор спектральной характеристики пульсаций давления позволяет увеличить коэффициент полноты смешения на 10...15 %.

Результаты исследования могут использоваться для предварительного выбора конфигурации системы подачи продуктов газификации твердых углеводородов в камеры сгорания перспективных энергетических и силовых установок.

ЕДИНАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ И ГОРЕНИЯ ОТДЕЛЬНОЙ ЧАСТИЦЫ ДИБОРИДА АЛЮМИНИЯ В ВОЗДУХЕ

П.В. Папырин, Д.А. Ягодников, А.В. Сухов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

Создание летательных аппаратов с улучшенными характеристиками требует решения целого ряда задач. В том числе необходима разработка новых рецептов топлив ракетных и ракетно-прямоточных двигателей. Одним из способов повышения характеристик топливных составов является увеличение содержания частиц металлов и их соединений (соединения магния, алюминия, бора). Однако использование в качестве добавок соединений металлов имеет свои недостатки, в частности, высокий процент содержания к-фазы в продуктах сгорания топлива. Поэтому при разработке топливных составов с высоким содержанием металлизированных компонентов необходима длительная и дорогая экспериментальная отработка.

С другой стороны, уровень развития современных ЭВМ позволяет производить численное моделирование достаточно сложных физических процессов без значительных материальных и временных затрат. Представляется целесообразным дополнять экспериментальную отработку новых топлив с высоким содержанием соединений металлов численными расчётами на ЭВМ.

С целью проведения такого расчёта для процессов воспламенения и горения отдельной частицы металлизированного горючего – диборида алюминия (AlB_2), разработана математическая модель, позволяющая определить скорость изменения температуры и радиуса частицы, находящейся в потоке воздуха, а так же скорость изменения толщины оксидной плёнки на поверхности частицы. Считается, что химические реакции взаимодействия алюминия и бора с кислородом протекают параллельно на соответствующей доли поверхности частицы, пропорциональной мольной доле каждого элемента в сплаве AlB_2 . Учитывается радиационный и конвективный теплообмен частицы с окружающим воздухом. В качестве критериев воспламенения частицы приняты условия полного испарения образующейся оксидной пленки бора и достижение температуры частицы AlB_2 температуры плавления оксида алюминия. Модель является полуэмпирической и основана на экспериментальных зависимостях кинетики реакций окисления и горения одиночных частиц бора [1, 2] и алюминия и [2, 4]. Получены зависимости времени индукции воспламенения и времени горения от начальных значений температуры воздуха и диаметра частицы AlB_2 .

Работа выполнена при поддержке Гранта Ведущей научной школы России, проект НШ-9774.2016.8.

Литература

1. King M.K. Boron Ignition and Combustion in Air-Augmented Rocket Afterburners // Combustion, Science and Technology – 1972. V.5, №4 – P. 155-164.
2. Вовчук Я.И., Золотко А.Н., Клячко Л.А. Время горения частиц бора с учетом влияния диффузионного и кинетического факторов // Химическая физика процессов горения и взрыва. Горение конденсированных систем.- Черноголовка, 1977.- С. 90 – 93.
3. Гуревич М.А., Озеров Е.С., Юринов А.А. Овлиянии плёнки окисла на характер воспламенения алюминия // Физика горения и взрыва. – 1978. – Т. 14, №4. – С. 50-55.
4. Бекстед М.В. Анализ данных по времени горения частиц алюминия // Физика горения и взрыва.- 2005.- Т. 41, №5.- С. 55 - 69.

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ КОНДЕНСИРОВАННОЙ ФАЗЫ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ НА ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ МАЛОРАЗМЕРНОГО ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

В.И. Смоляга¹, К.Ю. Арефьев²

¹АО «НПО «СПЛАВ», конструкторский отдел НИО-5

²МГТУ им Н.Э. Баумана, Москва

В настоящее время актуальной задачей является создание прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) на твердом топливе газогенераторной схемы для малоразмерных летательных аппаратов. При этом в качестве топлива наиболее целесообразно использовать высокоэнергетичные конденсированные составы (ВКС). Одной из проблем при создании таких ПВРД является обеспечение работоспособности конструкции в течение длительного времени в условиях интенсивного теплового и эрозионного воздействия. Наиболее нагруженными элементами конструкции проточного тракта являются газовод, стенки камеры дожигания (КД), пилоны, реактивное сопло.

Интенсивная химико-термическая и механическая эрозия конструктивных элементов проточного тракта определяется следующими факторами:

- высоким уровнем температур в КД $T_{кд} = 1500...2500$ К;
- значительным окислительным потенциалом $V_m = 0,04...0,08$;
- большим содержанием конденсированной фазы в продуктах, образующихся в результате предварительной газификации ВКС (до 70 % по массе) и продуктах последующего сгорания (до 10 % по массе) с воздухом.

Скорость механической эрозии в первую очередь определяется количеством, температурой и скоростью частиц конденсированной фазы, попадающих на единицу площади поверхности. С целью минимизации эрозионного воздействия требуется существенным образом снизить вероятность попадания высокоскоростных частиц на тепло- и механически нагруженные элементы конструкции проточного тракта.

Работа посвящена расчетному исследованию возможности снижения относительного количества частиц, которые взаимодействуют со стенками КД и пилонами малоразмерного ПВРД газогенераторной схемы.

Исследование основано на численном моделировании газодинамического течения смеси теплопроводных вязких газов с наличием конденсированной фазы в трехмерной квазистационарной постановке. Система уравнений замыкалась уравнениями состояния идеального газа с переменными теплофизическими свойствами каждой из компонент смеси и 4-х параметрической моделью турбулентности Transition SST.

В работе выполнены параметрические расчеты для различных вариантов расположения газогенераторных подводящих отверстий и силовых пилонов. Рассмотрены траектории частиц с диаметрами 1...20 мкм. Показано, что в исследуемых случаях до $\psi = 12$ % частиц конденсированной фазы попадает на стенки КД и пилоны. Определено, что путем надлежащего выбора конфигурации проточного тракта и расположения конструктивных элементов можно добиться снижения ψ до 3...6 % без ухудшения полноты сгорания.

Полученные данные могут быть использованы на этапе предварительного проектирования и выбора конфигурации проточного тракта малоразмерных ПВРД на твердом топливе газогенераторной схемы.

СПЕКТРОЗОНАЛЬНАЯ ВИЗУАЛИЗАЦИЯ И ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫЙ АНАЛИЗ ИЗОБРАЖЕНИЙ ПРОЦЕССОВ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ И ГОРЕНИЯ АЭРОВЗВЕСИ ЧАСТИЦ АЛЮМИНИЯ В ТУРБУЛЕНТНОМ ПОТОКЕ

А.С. Бурков
Д.А. Ягодников
В.И. Томак

abs2186@mail.ru
daj@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

Одним из параметров, по которому можно оценить качество рабочего процесса горения твердого топлива является температурная неравновесность твёрдой и газовой фаз. Решение этой проблемы связано с рядом сложностей, в частности, необходимо регистрировать отдельно температуры конденсированной и газовой фаз. В данной работе представлена методика спектрально-киносъёмки с последующей оптико-электронной обработкой изображений, позволяющая определить температурные поля для конденсированной и газовой фаз в один тот же момент времени. В качестве объекта исследования рассматривались процессы стабилизации пламени и горения аэровзвеси частиц алюминия марки АСД-1 в модельной камере сгорания, снабженной рабочим участком квадратного поперечного сечения с прозрачной передней стенкой, выполненной из полиметилметакрилата.

Спектральная фильтрация изображения рабочего процесса осуществлялась с помощью стереоприставки с двумя зеркалами и двух интерференционных светофильтров, установленных на объективе кинокамеры «Киев-3». Съёмка двух изображений осуществлялась на киноплёнку в пределах одного кадра, при прохождении каждое изображения через соответствующий интерференционный светофильтр. Первый фильтр имел максимум пропускания на длине волны 547 нм, на которой проводилась регистрации излучения частиц к-фазы. Второй фильтр имел максимум пропускания на длине волны 589 нм, что соответствует максимуму излучения дуплета натрия NaD, характеризующее излучения газовой фазы. Далее для каждого канала изображения производилась градуировка уровня засветки фотоэмульсии киноплёнки в зависимости от яркостной температуры вольфрамового тела накала светоизмерительной лампы СИ8-200У.

Зарегистрированные полутоновые черно-белые изображения обрабатывались с помощью оптико-электронной дешифровки полутоновых чёрно-белых изображений на персональном компьютере. Было разработано специальное программное обеспечение, обеспечивающее ввод изображений и градуировочных зависимостей, для ввода которой осуществляется загрузка таблицы Excel с предварительно рассчитанными данными о зависимости среднего уровня серого от яркостной температуры вольфрамового тела накала светоизмерительной лампы, после чего производится интерполяция. Задание цветовой палитры для псевдоцветового кодирования изображений осуществляется выбором цветовой палитры из набора стандартных, имеющихся в пакете обработки сигналов, например, MathLab, MathWorks, или ранее созданных и сохранённых пользователем палитр или формированием новой палитры, обеспечивающей наиболее удобную работу с изображениями.

Кроме того, специальное программное обеспечение позволяет осуществлять координатную привязку изображения рабочего участка, его трансформацию, перемещение в пределах рабочего окна монитора и подсчет характерных площадей макрообъектов.

В результате обработки получен видеоряд с двумя изображениями в каждом кадре. В частности:

- распределение изотерм твердой фазы и температуры газовой фазы в один и тот же момент времени;
- определены геометрические параметры основных очагов горения алюминия;
- определенные основные геометрические различия температурной неравновесности при скорости потока в камере сгорания 9...16 м/с и коэффициента избытка окислителя $\alpha = 0,22...0,6$.

Работа выполнена при поддержке Гранта Ведущей научной школы России, проект НШ-9774.2016.8.

К ВОПРОСУ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ И ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ КАМЕР ЖРД, ИЗГОТОВЛЕННЫХ С ПРИМЕНЕНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

**Д.А. Ягодников, С.С. Гаврюшин,
А.Г. Григорьянц, В.П. Александренков, К.Е. Ковалев**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

Интенсивное развивающиеся в последние годы аддитивные технологии стали рассматриваться применительно к производству ракетных двигателей на химическом топливе и, в частности, при производстве камер жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Для эффективного их внедрения как в опытное, так и в серийное производство необходимо решить задачи разработки и производства 3-D принтеров, исходных компонентов для формообразования деталей и технологических процессов изготовления последних. При решении данных задач на этапах технического проектирования, автономных и комплексных испытаний для подтверждения установленных в техническом задании требований, в частности, коэффициентов запаса, определяющих надежность и работоспособность ЖРД как сложной системы необходимо располагать надежными физико-механическими и теплофизическими характеристиками элементов конструкций камер ЖРД, изготовленных с применением аддитивных технологий.

Целью данной работы является разработка экспериментальных методов и установок, позволяющих определять физико-механические и теплофизические характеристики элементов конструкций камер ЖРД, изготовленных с применением аддитивных технологий. Приведен анализ стандартных экспериментальных способов определения прочностных характеристик в процессе силового и теплового нагружения стандартных образцов, изготовленных на кафедре «Лазерные технологии в машиностроении» на 3-D принтерах в соответствии с ГОСТ 1497-84. Показано, что работы могут быть выполнены на экспериментальном оборудовании, используемом в МГТУ им. Н.Э. Баумана при проведении термочностных испытаний композитных и металлических материалов с их одно- или двухсторонним нагревом до 1500 – 2000 К.

Определение гидравлических и теплофизических характеристик модельных камер сгорания, выполненных из штатных и перспективных конструкционных материалов, в частности коэффициентов гидравлического сопротивления и теплоотдачи от огневой стенки модельного ЖРД к охладителю, выполняются на экспериментальном оборудовании и по методикам, традиционно используемым для аналогичных целей на кафедре «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. В частности в качестве компонентов топлива применяется спирто-воздушная или спирто-кислородная смесь, а в качестве охладителя воздух или вода соответственно.

Сформулированы основные задачи верификации полученных на модельных образцах и ЖРД экспериментальных данных, необходимой для их использования на этапах предэскизного, эскизного и технического проектов.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РАБОТЫ ТУРБОНАСОСНОГО АГРЕГАТА (ТНА) БЕЗ БУСТЕРНОГО НАСОСНОГО АГРЕГАТА (БНА) И ПРИ ЕГО НАЛИЧИИ

В.С. Ивашин
Ю.В. Анищенко

blade1603@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

Все больше внимания уделяется освоению космического пространства, а в связи с этим и ракетному двигателестроению. На фоне межгосударственной конкуренции в области ракетного двигателестроения при пилотируемых и непилотируемых полетах ставятся как экологические, так и экономические приоритеты при разработке новых двигателей и их агрегатов. Система подачи топлива ЖРД - основная его составляющая и является предметом изучения и модернизации на протяжении нескольких десятков лет.

В работе был проведён численный расчет и сравнительный анализ работы ТНА без БНА и с ним. В качестве источников информации использовалась литература и научные статьи, находящиеся в свободном доступе.

По результатам расчета были сделаны выводы, что установка бустерного насосного агрегата в систему питания ЖРД приведет к уменьшению массы всего ТНА за счет повышения давления на входе в основной ТНА, увеличения угловой скорости вала, и возможности уменьшения диаметра наружного колеса. Благодаря установке БНА позволяет существенно снизить величину наддува баков и, следовательно, их массу. Также бустерный насосный агрегат ставится перед входом в основной ТНА для антикавитационных качеств, поддерживая давление, необходимое для бесрывной работы основного насоса. Учитывая все эти преимущества, удается обеспечить оптимальную работу ТНА. Однако из этого следует усложнение конструкции, уменьшение надёжности и увеличение габаритов всей системы.

МОДЕЛИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ УПРАВЛЯЮЩЕГО УСИЛИЯ ПРИ УПРАВЛЕНИИ ВЕКТОРОМ ТЯГИ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

М.А. Абрамов

abramovmaks94@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана, ЦИИМ им. П.И. Баранова, Москва

Триммеры находят достаточно широкое применение в ракетных двигателях как способ управления вектором тяги благодаря конструктивной простоте и высокой надежности в работе. Использование триммеров целесообразно для управления РДТТ, где требуются значительные управляющие силы. Однако методов расчета, позволяющих с достаточной точностью аналитически определить величину управляющего воздействия крайне мало. Это связано, прежде всего, с тем, что в отрывной зоне, создаваемой триммером, образуется трехмерная картина течения, описание которой требует сложной математической модели. Для решения данной проблемы в работе применено численное моделирование данной задачи.

Целью работы является установление характера изменения основных характеристик управляющего воздействия от площади относительного перекрытия потока триммером на основании численного эксперимента.

Представлены результаты расчета стационарной задачи истечения воздуха из конического сопла, на срезе которого установлен триммер. В качестве рабочего тела выбраны воздух (исходя из возможности экспериментального моделирования и сравнения результатов численного расчета и физического эксперимента) и характерные продукты сгорания РДТТ.

ЭНЕРГОСИЛОВЫЕ ПРИОРИТЕТЫ ПО СЦЕНАРИЯМ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ПЕРСПЕКТИВ

**И.И. Куркин
А.Ю. Мерьков**

kurkinii@yandex.ru

МАИ (национальный исследовательский университет)

Приоритеты. Рассматривается Российский космический паркинг аппаратов на высотах ~ 200км для запуска космических и крылатых аппаратов, а также как отечественная альтернатива X-37В США. Открываются широкие перспективы крылатых модификаций ступеней и модулей РН «Ангара».

Перспективы разработки пульсирующих двигателей. Известны успехи управления низколетящими аппаратами. Проводятся работы по созданию перспективных электроракетных двигателей, в том числе плазменного, работающего в режиме проточного двигателя.

Успехи США по открытым публикациям - Беспилотник США станет космическим разведчиком, средством уничтожения спутников противника или средством быстрого глобального реагирования, способным в короткое время наносить удары в любой точке мира. Предполагается возможность доставлять небольшие грузы в космос, также и возвращать. Запуск - РН «Атлас-5». Уход с орбиты по сложной зигзагообразной траектории. Посадка на базе ВВС США Ванденберг.

Исследования альтернатив. Весь космос и околоземное атмосферное пространство разбито на зоны стратегических интересов. Анализируются и демонстрируются по сценариям перспектив проектные альтернативы (также в рамках практической составляющей образовательных процессов в ВУЗе и Школах). По сценарию крылатые и ракетные модули РН «Ангара» и Космического паркинга обеспечат разновысотное эшелонированное оперативное обслуживание стационарных объектов.

Демонстрируются возможности разновысотных оперативных действий комбинированных ключевых энергосиловых систем (в том числе с лазером).

В атмосфере – двухконтурные крылатые аппарат с тепловой памятью, в режиме рикошета (ВРД, ЖРД, ЭУ) с пульсациями, по сложным зигзагообразным траекториям, обеспечат доставку и оперативный перехват ступеней и грузов. В космосе - комбинированная ядерная ЭСУ (ЭРД – ЯРД – ЖРД – ЭУ) - доставка, снятие, обслуживание спутниковых систем.

Российские ключевые аппараты, с космическим, наземным и атмосферным базированием предназначены для более широкого оперативного использования в атмосфере до высот 100-60-40-0км и в космосе с высоты 200 км до гестационарной с возвращением,

Литература

1. И.И. Куркин «Интеграция и аэрокосмическая консолидация общества Ученый – Учитель – Ученик» Россия: тенденции и перспективы развития. РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ НАУК. Ежегодник. Выпуск 11 Часть 2 М., 2016. ISBN 978-5-248-00821-6

РАЗРАБОТКА НОВЫХ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ ФОРСУНОК ДВИГАТЕЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ И АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В.А. Алтунин¹, К.В. Алтунин¹ altspacevi@yahoo.com
Е.Н. Платонов², С.Н. Новиков¹, Л.И. Минахметов¹, М.Л. Яновская²

¹КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань;

²ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

Одной из проблем двигателей авиационных и аэрокосмических летательных аппаратов многоразового использования на жидких углеводородных горючих и охладителях является негативный процесс осадкообразования. Например, за последние 50 лет, из 205 лётных происшествий ВВС США 40% приходится на неисправности двигателей, в том числе из-за осадкообразования, не только в форсунках, но и в топливных каналах, фильтрах, в деталях систем управления. А на борьбу с осадкообразованием, не только в авиации и космонавтике, но и в нефтяной, газовой, химической, транспортной и энергетической промышленности, конгресс США тратит ежегодно более 10 млрд. долл.

Частичное закоксовывание даже одной форсунки ВРД может привести к нерасчётному струйному распылу топлива, к локальному перегреву и прогару жаровой трубы, с дальнейшим пожаром и взрывом. Частичное и полное закоксовывание нескольких форсунок ВРД приводит к частичной потере тяги и др. лётным происшествиям. Поэтому с осадкообразованием организовывать борьбу необходимо уже на ранней стадии проектирования и создания новых двигателей, а также - в ходе их эксплуатации.

В докладе на основе экспериментальных исследований проведена классификация существующих и перспективных способов удаления, предотвращения, уменьшения и ограничения углеродистого осадка в двигателях и энергоустановках летательных аппаратов различного назначения и базирования.

Показаны пути разработки и создания новых конструктивных схем топливных форсунок повышенных характеристик для двигателей авиационных и аэрокосмических летательных аппаратов.

Доклад сопровождается иллюстрационным материалом новых запатентованных форсунок, фильтров и каналов для двигателей многоразового использования наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования.

МЕТОД АВТОМАТИЧЕСКОЙ НАСТРОЙКИ ПРЕДЕЛЬНЫХ УРОВНЕЙ КОНТРОЛИРУЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОТЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МНОГОКРАТНОГО ЗАПУСКА

М.А. Яблочко maxim.jablochko@yandex.ru

ПАО «РКК «Энергия» имени С.П. Королёва», Королев

Одним из основных способов повышения эффективности систем аварийной защиты (САЗ) жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) является сужение интервалов допустимых значений контролируемых параметров работы ЖРД при сохранении вероятности отсутствия ложного сигнала на аварийное выключение двигателя в заданных пределах. В «РКК «Энергия» ведётся разработка кислородно-керосинового жидкостного ракетного двигателя многократного включения. Для обеспечения аварийной защиты данного двигателя был разработан метод автоматической настройки предельных зна-

Секция 3

чений контролируемых параметров, который позволяет значительно сузить интервалы допустимых значений. Метод опирается на определение нормального (безаварийного) поведения контролируемых параметров на установившемся режиме работы при первом запуске двигателя. По полученным значениям осуществляется контроль работы двигателя на установившемся режиме (также на переходных режимах при форсировании и дросселировании) как на первом запуске, так и на последующих запусках. Диагностическим параметром, по которому осуществляется контроль, является приращение измеряемого параметра. Под приращением понимается разность значений математического ожидания одного и того же параметра при его усреднении за время τ_1 и τ_2 , где $\tau_1 < \tau_2$. Данный параметр характеризует динамику изменения измеряемого параметра. Контроль приращения давления за насосом окислителя позволяет парировать быстро развивающиеся отказы. Для парирования медленно развивающихся отказов возможно осуществлять контроль абсолютных значений измеряемых параметров. При этом на переходных режимах аварийную защиту двигателя предлагаемая методика обеспечить не может. Для контроля работы двигателя на переходных режимах можно совместить рассматриваемую методику с методикой адаптивной настройки САЗ к режимам работы двигателя, разработанную специалистами «НПО «Энергомаш», что позволит существенно сузить интервалы допустимых значений контролируемых параметров работы ЖРД при контроле абсолютных значений и приращений измеряемых параметров работы ЖРД на переходных и установившихся режимах работы, при форсировании и дросселировании.



КОСМИЧЕСКАЯ ЭНЕРГЕТИКА И КОСМИЧЕСКИЕ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ – АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА, ВЫСОКИЕ ТЕХНОЛОГИИ

ЗАДАЧИ И СЦЕНАРИЙ ЛЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.П. Смахтин

kaf208@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Причины многих аварийных пусков космических аппаратов связывают с нештатной работой ракетных двигателей. Очевидно, что наземная отработка ракетных двигателей позволяет в значительной степени обеспечить требуемые рабочие характеристики двигателя: тяга, удельная тяга, надежность, ресурс и т. д. Однако, в наземных условиях невозможно смоделировать условия реальной работы ракетных двигателей в космическом полете. Указанное обстоятельство не позволяет быть уверенным в адекватности рабочих характеристик ракетных двигателей, особенно электроракетных двигателей (ЭРД), полученных на наземных экспериментальных стендах, его рабочим характеристикам в реальном космическом полете.

Как известно, наземные испытания ЭРД проводятся в объеме вакуумной камеры ограниченных размеров при давлении порядка 10^{-5} мм рт. ст. при работающем ЭРД, в то время, как в околоземном космическом пространстве давление порядка 10^{-12} мм рт. ст.

Масса современных ЭРД составляет величину порядка нескольких кг, в то время как тяга ЭРД составляет величину порядка десятков мН. Это обстоятельство затрудняет точное измерение тяги ЭРД. Тепловые поводки элементов тягомера ЭРД и процессы взаимодействия плазменной струи со стенками вакуумной камеры ещё более снижают точность измерения тяги.

Необходимо проводить контрольные измерения тяги ЭРД в ходе космического полёта, используя акселерометр, размещенный в центре массы КА. С учетом малого значения тяги ЭРД целесообразно проводить летно-космические испытания ЭРД на борту специализированного малого спутника. Например, стационарный плазменный двигатель СПД-100 с тягой 83 мН, размещенный на борту малого спутника массой 50 кг, вызовет ускорение величиной $1,7 \cdot 10^{-4} \cdot g_0$. Рабочие характеристики современных акселерометров вполне соответствуют этим параметрам. Использование специализированного малого спутника позволит обеспечить точную ориентацию продольной оси ЭРД через центр массы малого спутника и, тем самым, максимально повысит точность измерения тяги ЭРД в ходе космического полета. Предельно низкие величины секундного расхода современных ЭРД на уровне мг/с обеспечивают практически постоянную величину массы малого спутника в течение всего времени измерения тяги, что также повышает точность ее измерения.

СИСТЕМА ИНФОРМАЦИОННО-МЕТРОЛОГИЧЕСКОГО СОПРОВОЖДЕНИЯ ОБЪЕКТОВ ЭНЕРГЕТИКИ СТРАНЫ НА БАЗЕ СПУТНИКОВОЙ ГРУППИРОВКИ

Киселёв М.И., Матвеев В.А., Комшин А.С. komshin_as@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана,

Техническое состояние отечественных генерирующих мощностей определяет актуальность повышения уровня их оперативного инструментального контроля и аварийной защиты. Размеры территории и протяженность коммуникаций требуют обеспечения оперативного маневра ремонтными средствами.

Назревает необходимость создания Национальной системы информационно-метрологического сопровождения объектов энергетики страны с применением спутниковой группировки.

Технической основой такой системы могут явиться созданные в МГТУ им. Н.Э. Баумана и испытанные в промышленных условиях встроенные прецизионные фазо-ронометрические устройства. При этом повышение эффективности системы может быть достигнуто оптимальным распределением вычислительных мощностей между агрегатами, генерирующими предприятиями, региональными центрами и Центром управления орбитального базирования.

С целью определения объема измерительной информации произведен расчет количества информации в единицу времени информационно-метрологического обеспечения гидроагрегатов. В настоящее время, если не учитывать мелких электростанций, в стране функционируют порядка 470 гидроагрегатов общей мощностью 47 млн. кВт, три четверти этих гидроагрегатов эксплуатируются уже более 30 лет и фактически выработали свой моральный и физический ресурс.

Исходными данными были выбраны следующие параметры: кодировка символов в формате ASCII, количество меток на измерительном диске – 100 меток. Формат слова и количество символов в каждом разделе представлено в таблице 1.

Таблица 1 – Формат слова

Раздел	№ канала	год	месяц	день	час	минута	секунда	сигнал	сумма
Кол-во символов	3	3	3	3	3	3	3	8-13	29-34

Количество символов в разделе «сигнал» может варьироваться от 7 до 12 в зависимости от необходимого количества символов после запятой (от 5 до 10). Были построены диаграммы для значений 5,7 и 10 знаков после запятой в зависимости от частоты вращения вала ГА. Результаты приведены на рисунках 11-13.

Таблица 2 – Результаты расчета объема данных для 10 значащих цифр после запятой

Частота вращения, об/мин	Кол-во данных, Кбайт/с	Кол-во данных, Гбайт/сутки	Кол-во данных, Тбайт/год
52	2,877604167	0,237107277	0,084515777
60	3,320313000	0,273585000	0,097518000
80	4,427083000	0,364780000	0,130024000
110	6,087240000	0,501573000	0,178783000
130	7,194010000	0,592768000	0,211289000
152	8,411458000	0,693083000	0,247046000

Анализируя полученные результаты, было определено максимальное значение количества данных в секунду, равное $\approx 8,4$ кбайт/с. При этом максимально значение количества данных за сутки равно $\approx 0,7$ Гбайт/сутки, а за год – $\approx 0,25$ Тбайт/год.

Пропускная способность шины данных (измеряется в бит/с) равна произведению разрядности шины (измеряется в битах) и частоты шины (измеряется в герцах).

Пропускная способность частей измерительного канала и блока обработки измерительной информации на порядок превышает максимальное количество информации, получаемой за единицу времени ($\approx 8,4$ Кбайт/с). Даже при одновременном подключении 60 измерительных каналов (по 3 измерительных кольца на 10 ГА) количество информации не превысит 1 Мбайт/с.

Вместе с этим следует отметить, что современные системы сбора, обработки, передачи высокоскоростной информации космического базирования обеспечены устройствами хранения данных большой емкости. Скорость передачи информации до 600 Мбит/с с достоверностью 0,999999. (Например: космический комплекс «Ресурс-ДК», разработка АО «НИИ точных приборов»).

Таким образом, технически обеспечена возможность на современном уровне передачи фазохронометрической информации на всех этапах жизненного цикла продукции, включая процессы проектирования, производства, монтажа, наладки, эксплуатации, что необходимо для дальнейшего конструктивно-технологического совершенствования объектов машиностроения.

ОСОБЕННОСТИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПУЧКА ЭЛЕКТРОНОВ ВЫСОКОЙ ЭНЕРГИИ С ПЛАЗМОЙ ИНЕРТНЫХ ГАЗОВ

И. П. Назаренко

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В настоящее время для получения высокого удельного импульса в стационарных плазменных двигателях реализуются режимы с повышенным уровнем напряжения. При этом, как показывают результаты исследования плазмы в ускорительном канале, температура электронов может достигать несколько десятков электрон-вольт.

В работе рассматриваются особенности взаимодействия пучка электронов с энергией 100-1000 эВ с частицами разреженной плазмы инертных газов (аргона, криптона и ксенона). Предполагается, что плазма однократно ионизована и состоит из ионов, электронов и атомов.

Считается, что электроны пучка могут упруго рассеиваться на атомах и производить их ионизацию, а также упруго взаимодействовать с электронами и ионами плазмы.

Анализ дифференциальных сечений ионизации и упругого рассеяния электронов на заряженных частицах показал, что для этих взаимодействий характерно преимущественное рассеяние на малые углы, при котором направление движения электронов пучка меняется слабо. При упругих столкновениях электронов пучка с атомами инертных газов рассеяние электронов близко к изотропному.

В разреженной плазме (давление $0,1 \div 10$ МПа) обмен энергией между электронами и тяжелыми частицами затруднен, поэтому взаимодействие электронов пучка с ионами не приводит к уменьшению энергии электронов пучка. Упругое рассеяние электронов пучка на атомах также не влияет на энергию рассеянных электронов, которые выбывают из пучка, вызывая уменьшение его интенсивности. Ввиду дальнего действующего характера взаимодействия заряженных частиц рассеянные электроны пучка взаимодействуют с медленными электронами плазмы, происходит их максвеллизация, в результате которой устанавливается эффективная температура электронов плазмы.

Таким образом, можно полагать, что ослабление пучка электронов высокой энергии (100-1000 эВ) происходит в основном за счет упругих столкновений с атомами инертных газов.

РЕСУРСОБЕРЕГАЮЩАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЭНЕРГОУСТАНОВОК НА ОСНОВЕ ХИМИЧЕСКИХ ИСТОЧНИКОВ ТОКА С АЛЮМИНИЕМ В КАЧЕСТВЕ ЭНЕРГОНОСИТЕЛЯ

**Митрофанов А.Б., Пушкин К.В., Севрук С.Д.,
Суворова Е.В., Устюжанинова Г.Н., Фармаковская А.А.**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
– МАИ

Энергетические установки (ЭУ) на основе химических источников тока (ХИТ) электрохимической системы кислород-алюминий (O_2Al) являются перспективными высокоэффективными, экологически чистыми автономными источниками энергии, обладающими одним из наиболее высоких значений теоретической удельной энергии, доступностью, низкой стоимостью, безопасностью и экологической чистотой. При использовании в качестве окислителя кислорода воздуха такие источники обычно называют воздушно-алюминиевыми (ВА). Для ожидаемого широкого внедрения таких ЭУ в авиационно-космическую технику, автомобилестроение, различные робототехнические системы, портативную электронику и т.п., необходимо упрощение и удешевление их эксплуатации. Для решения этой задачи нами разработаны пути утилизации и регенерации продуктов реакции ВА ХИТ до исходных компонентов. Предусматривается восстановление алюминия до металла из образующегося гидроксида $Al(OH)_3$, восстановление работоспособности щелочных электролитов и регенерацию вводимых в электролит и алюминиевый анод добавок, в частности индия, включая отработку отдельных необходимых для этого технологических операций. При масштабном производстве ВА ХИТ количество гидроксида алюминия может достигать многих сотен тонн. В случае применения в качестве анодов сплава Al с In ($A995 + 0,6 \% In$) регенерация индия из гидроксида алюминия экономически обоснована, так как стоимость индия довольно велика (до 300 \$/кг).

В настоящей работе приведены результаты исследования процесса цементационного извлечения индия из растворов, полученных растворением гидроксида алюминия в серной кислоте. В качестве подложек использовались пластины из алюминия

А995 и сплава АП2. Эксперименты по цементации проводили при 353 и 333 К. В границах исследования выявлено, что степень извлечения индия сильно зависит от температуры проведения процесса, а также от состава применяемых алюминиевых пластин и их площади. При 333 К (60°C) в условиях проведения опытов удалось достичь практически полного извлечения индия за 1 час.

ЯДЕРНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ – ПЕРСПЕКТИВЫ НЕ РЕАЛИЗОВАННОГО ИНЖЕНЕРНОГО ИНТЕЛЛЕКТА ПО АЭРОКОСМИЧЕСКОМУ СЦЕНАРИЮ

И.И.Куркин,

kurkinii@yandex.ru

Е.В. Зеленова, А.Ю.Купрева, А.Ю.Мерьков

Московский Авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Приоритеты. Накоплен экспериментальный задел как в России, так и США по созданию Ядерного ракетного двигателя – тепловая мощность 186 мВт. Финансируются работы ЯЭУ – полезная мощность - 1мВт. Каждая имеет свои недостатки и преимущества.

Исследования. Весь космос и околоземное атмосферное пространство разбито на зоны стратегических интересов. Анализируются и демонстрируются по сценариям перспектив проектные альтернативы (также в рамках практической составляющей образовательных процессов в ВУЗе и Школах).

Перспективы однорежимных ЯЭУ и ЯРД с ракетной доставкой блоков РН «Ангара» на орбиту 200км. Оперативное освоение Лунной базы - ЯРД, в двух баковой комплектации. Обслуживание множество спутниковых систем в длительных межорбитальных операциях - Многоразовая ЯЭУ с ЭРД. Сравниваются возможности ЭРД – ПИД и СПД с использованием до разгонных блоков типа «БРИЗ» или «КВРБ».

Двухрежимная модификация ЯРД и ЯЭУ. Двухрежимный реактор на тепловых нейтронах. Два рабочих тела жидкий водород и газ гелий–ксенон. Замкнутый турбогенераторный контур – в режиме ЯРД вырабатывает энергию для привода насосов. Системой регулирования предусматривается перевод реактора на уровень генерирования электроэнергии. Обеспечивается режим расхолаживания, криогенный водород используется для теплосброса, что позволяет повысить КПД ЯЭУ. Анализируется направление дальнейшей модификации (с жидкометаллическим холодильником излучателем) длительного генерирования электроэнергии с контурами потребления ЭРД ПИД или СПД. В системе предусматривается использования электронной ячейки сопутствующего решение множество аэрокосмических проблем

Заключение. Комбинированная модификация ЯРД ЯЭУ, как многофункциональная альтернатива, предназначена для более широкого, безопасного и оперативного использования в космосе с высоты 200км до гестационарной и далее Луна Марс.

Литература

1. Kurkin I.I., Merkov A. \ COMPETING EVOLUTION OF ENGINES, POWER INSTALLATIONS AND MOBILE STARTING COMPLEXES UNDER SCENARIOS OF ATMOSPHERIC AND SPACE PROSPECTS \ 63rd International Astronautical Congress 2012, Naples, Italy.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ЭНЕРГОПОТРЕБЛЕНИЯ И ГЕНЕРАЦИИ НА НАНОСПУТНИКЕ

Салыкжан Б.Н.

b-nurlanovna@mail.ru

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»

Данная работа посвящена разработке имитационной модели наноспутника, использование которой позволит проводить моделирование процесса взаимодействия бортовых систем в составе наноспутника, осуществляя контроль электрических параметров. Создание имитационной модели проводится на основе наноспутника SamSat-QB50.

Реализуется моделирование процесса выработки энергии солнечными панелями, процессов заряда и разряда аккумуляторной батареи в результате выдачи напряжений для обеспечения питания бортовых систем.

Проводится анализ оценки работы аккумуляторной батареи в автономном режиме, исходя из выполненного анализа сформированы требования к аккумуляторной батарее, с учетом емкости, токов заряда и разряда, количества циклов перезарядки.

Производится расчет энергии, генерируемой солнечными панелями, достаточной для обеспечения питания всей бортовой системы, и для восполнения энергии аккумуляторной батареи, использованной на теневом участке.

Рассмотрено представление разрядных характеристик в различных координатах: напряжение - время, напряжение - ёмкость, напряжение - ток. Приводятся результаты типовой расчёта энергопотребления для стабильной работы всей системы наноспутника.

Список литературы

1. Д.Д.Давыдов, А.А.Соболев, Е.В.Устюгов, С.В.Шафран. Проектирование системы электропитания наноспутников семейства SamSat // УДК 629.78-DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-6-459-465.
2. Shakhmatov E., Belokonov I., Timbai I., Ustiugov E., Nikitin A., Shafran S. SSAU Project of the Nanosatellite SamSat-QB50 for Monitoring the Earth's Thermosphere Parameters // Procedia Engineering. 3rd IAA-RACTs Conf.on Scientific and Technological Experiments on Automatic Space Vehicles and Small Satellites, SPEXP 2014. 2015.Vol. 104. P. 139—146.

ЛАЗЕРНАЯ СИСТЕМА ВОСПЛАМЕНЕНИЯ ТОПЛИВНЫХ СМЕСЕЙ В ЖРД

Ю.В.Анищенко,

anishchenkov@mail.ru

А.Е.Дормидонов, В.С.Ивашин, В.Д.Телех

Московский Государственный Технический Университет им.Н.Э.Баумана

На основании численного моделирования рассмотрена конфигурация лазерной системы зажигания топливных смесей в жидкостных ракетных двигателях. Лазерное воспламенение имеет ряд преимуществ перед традиционными способами. Это и отсутствие электродов, и возможность фокусировки импульса в центре камеры сгорания двигателя, и работа в расширенном диапазоне давлений и концентраций топливной смеси, по сравнению с электроискровым способом зажигания. Скромные габариты и

возможность многоразовых включений системы обуславливает их преимущества над химическим и пиротехническим способами воспламенения. Все эти преимущества лазерной системы зажигания распространяются и на ДВС.

Для поджига лазерным лучом несамовоспламеняющейся смеси на основе кислород-водорода, кислород-метана и т.д. необходимо достичь плотности мощности выходного излучения $I_{\text{peak}} \sim 1 \text{ ГВт/см}^2$. Энергия выходного излучения должна быть не меньше $E \geq 0,5 \text{ мДж}$.

Для данной цели выбран компактный монолитный лазер на алюмоиттриевом гранате с неодимом с пассивной модуляцией добротности. Накачка микролазера осуществляется диодным лазером, работающим в импульсном режиме. Выходная мощность данного диодного лазера составляет $P_p = 50 \text{ Вт}$ на длине волны 808 нм и подводится к торцу микролазера оптическим волокном диаметром 400 мкм.

Благодаря численному расчету выбрана конфигурация данного микролазера, оптимизированная для требуемых параметров выходного излучения. Предложенный лазер $\text{Nd}^{3+}:\text{YAG}/\text{Cr}^{4+}:\text{YAG}$ через время $t_p = 220 \text{ мкс}$ после включения накачки генерирует лазерный импульс длительностью $\tau_{\text{out}} = 0,4 \text{ нс}$ и энергией $E_{\text{out}} = 1,1 \text{ мДж}$. Пиковая плотность мощности при этом достигает значения $I_{\text{peak}} = 1,5 \text{ ГВт/см}^2$, что удовлетворяет всем поставленным требованиям к системе воспламенения топливной смеси в ЖРД.

СИСТЕМА БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ СВЧ ЭНЕРГИИ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ

Ю.В. Анищенко, А.В. Панкратов

Senior.pankaro@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время классическая энергетика переживает свои не самые лучшие времена. Наблюдается нестабильность цен и застой ресурсов на энергетическом рынке. Высокие требования к экологичности и неутешительные долгосрочные прогнозы и факторы, сопровождающие деятельность, связанную с добычей и использованием невозобновляемых источников энергии, ставят перед человечеством не только задачу, но и необходимость научиться потреблять альтернативные виды энергетических ресурсов во всем их практически неограниченном объеме.

В докладе идет речь о важнейших элементах системы беспроводной передачи энергии (СБПЭ) – ректенной решетке и магнетроне. Предоставлены вниманию основные нерешенные, а также решенные проблемы, связанные с разработкой и эксплуатацией данного типа антенн. Описана схема принимающей энергию системы: проведен анализ и указаны наиболее благоприятные условия, критерии, физические и геометрические значения для продуктивной работы ректенной решетки. Обоснован выбор элементов, передающей антенны СБПЭ. В данном докладе также изложены:

1. алгоритм вычисления площадей принимающей и передающей антенн;
2. анализ мощности системы;
3. способы определения КПД СБПЭ.

Были предложены методы уменьшения экономических затрат на постройку приемного каскада ректенн, вариант замены элементов приемной антенной решетки в зонах малых удельных мощностей на поглотители. КПД для СБПЭ мощностью 20 кВт оценивается в 56,6% при передаче на расстояние в 43600 км. Было выбрано дальнейшее направление научного исследования.

МОДЕЛИРОВАНИЕ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

Я.Н. Мигунов

MigunovY@gmail.com

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Актуальность работы обусловлена сложностью, дороговизной и длительностью экспериментального исследования процессов деградации солнечных батарей космического назначения.

В то же время математическое моделирование является эффективным методом анализа существующих недостатков уже созданных приборов, а также способ прогнозировать характеристики проектируемых приборов. По сравнению с экспериментом моделирование является более гибким, дешевым и простым способом исследования солнечных батарей.

Работа посвящена построению математической модели солнечной батареи для исследования влияния изменения температуры и освещенности каждого СЭ на выходные характеристики как отдельных солнечных элементов, так и СБ в целом.

Рассматриваемая модель позволяет исследовать влияние изменения температуры и освещенности каждого СЭ на выходные характеристики как отдельных солнечных элементов, так и СБ в целом. При этом главной причиной изменения освещенности полагается уменьшение прозрачности защитных покрытий СБ, вследствие воздействия струи электроракетного двигателя; все остальные причины деградации игнорируются, однако, при необходимости, их можно учесть при помощи введения соответствующих коэффициентов тока короткого замыкания, напряжения холостого хода, мощности или КПД.

Особенностью данной модель является то, что определение главных параметров СБ проводится путем решения основного уравнения каждого солнечного элемента, а не уравнения вольт-амперной характеристики батареи в целом.

Математическая модель солнечной батареи реализована в универсальном математическом пакете Mathcad, предназначенном для выполнения инженерных и научных расчетов, преимущество которого – естественный математический язык, на котором формируются решаемые задачи.

РАСЧЕТ ДЕГРАДАЦИИ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО МЕЖОРБИТАЛЬНОГО БУКСИРА ОТ ИОНИЗИРУЮЩЕГО ИЗЛУЧЕНИЯ РАДИАЦИОННЫХ ПОЯСОВ ЗЕМЛИ

М.Р. Ахмедов m.r.akhmedov@mail.ru

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева»

Выполнен расчет деградации фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) электроракетного межорбитального буксира (ЭМБ) от ионизирующего излучения радиационных поясов Земли (РПЗ) при удалении буксира от планеты. Дана постановка задачи в целом и ее частей, предложена методика расчета, выведены необходимые формулы, разработаны алгоритм решения и расчетная программа для компьютера. Отмечены проблемные места, снижающие точность расчета. Предложены подходы, повышающие методическую точность и сокращающие длительность расчета. Даны рекомендации по снижению деградации ФЭП.

Решение задачи включает расчет траектории буксира, вычисление количества поглощенного излучения и расчет снижения характеристик ФЭП. Траектория в пло-

скости движения определяется численно в полярных координатах на основе системы дифференциальных уравнений (ДУ) с полярным углом в качестве независимой переменной. Система дополняется соотношениями для нахождения пространственных координат ЭМБ и ДУ для подсчета количества поглощенного излучения. Для определения интенсивности излучения РПЗ разработана программная функция чтения и интерполяции табличных данных модели поясов. Расчеты количества поглощенного излучения и деградации ФЭП объединены путем введения величины скорости роста флюенса, учитывающей спектральный состав излучения и зависимость деградации ФЭП от типа и энергии частиц.

Основные результаты исследования и выводы:

1. Однократный перелет ЭМБ с низкой околоземной орбиты на высокую при отсутствии необходимых мер защиты сопровождается значительным снижением производительности ФЭП (на десятки процентов).
2. Возможные пути решения проблемы: защитное покрытие лицевой стороны и экранирование обратной стороны ФЭП (в том числе применение зеркальных концентраторов), повышение тягового ускорения ЭМБ и выбор траектории с наименьшим временем пребывания буксира в РПЗ.
3. Методику расчета целесообразно доработать, обеспечив учет защитного покрытия и экранирования ФЭП, а также управления вектором тяги для полета по траектории с минимальным воздействием РПЗ.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ НА ОСНОВЕ ЗАМКНУТОГО ГАЗОТУРБИННОГО ЦИКЛА БРАЙТОНА НА ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ

В.В. Чернаков^{1,2}, Х.С. Иксанов¹

chernakov@physics.msu.ru

¹ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»,

²МАИ

Работы по созданию космических ядерных энергоустановок ведутся в США, западной Европе и в России. Создание космических ядерных энергоустановок большой мощности является важнейшей задачей для освоения космического пространства при значительном удалении от Земли. Космические ядерные энергоустановки в теории позволяют получать высокий уровень энергодвигательного обеспечения и решать важнейшие задачи в космосе. Космическая ядерная энергодвигательная установка, как правило, состоит из следующих составных частей: энергоблок (включающий в себя ядерный реактор, систему преобразования тепловой энергии в электрическую и систему отвода тепла), двигательная установка.

Одной из задач, решение которой необходимо для создания энергоустановки, является расчет переходных режимов, прежде всего с точки зрения управления и контроля.

Система преобразования тепловой энергии в электрическую основана на замкнутом газотурбинном контуре, работающем по циклу Брайтона. Главные достоинства этого варианта: возможность достижения достаточно высокого КПД (20-25% и выше); приемлемые массогабаритные характеристики установки с точки зрения доставки на орбиту; химически неактивное рабочее тело – инертный газ; имеется значительный опыт по созданию стационарных и транспортных наземных газотурбинных установок с большим ресурсом работы.

В данной работе представлены: численное моделирование переходных режимов в контуре экспериментальной установки с учетом нестационарности процессов, протекающих в составных частях контура; численное моделирование и определение суммарных тепловых и гидравлических потерь в контуре экспериментальной установки на переходных и стационарных режимах.

По результатам работы был проведен сравнительный анализ численного моделирования работы контура с результатами экспериментальных исследований стендового варианта контура преобразования энергии, который позволяет сделать вывод об адекватности представленной математической модели.

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ЗАМКНУТЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ УСТАНОВОК КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ

А.В. Каревский, Д.Н. Терехов

kerc@elnet.msk.ru, 101310-1@kerc.msk.ru

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»

Системы преобразования энергии на основе замкнутых газотурбинных установок (ЗГТУ), работающих по циклу Брайтона с регенерацией тепла, рассматриваются для перспективных космических энергетических и энергодвигательных установок большой мощности (сотни киловатт – мегаватты), в том числе, с ядерным источником тепловой энергии.

В процессе эксплуатации ЗГТУ может работать на различных режимах, существенно отличающихся требованиями по вырабатываемой электрической мощности; также могут изменяться внешние условия, влияющие на работу ЗГТУ. Для определения выходных характеристик ЗГТУ на различных режимах работы или при изменении внешних условий необходимо выполнить расчет параметров рабочего тела (температур, давлений, расходов) в характерных точках замкнутого контура и мощностей входящих в его состав агрегатов.

В докладе представлены методические основы выполнения такого расчета, заключающиеся в нахождении совместной рабочей точки турбины и компрессора, с последующим определением избыточной мощности на валу электрогенератора. Решение данной задачи реализуется в виде многоитерационного процесса, в котором уравнения, описывающие расходно-напорные и энергетические характеристики турбины и компрессора, решаются совместно с уравнениями, описывающими процессы передачи тепла в трактах теплообменных аппаратов, гидравлические потери давления рабочего тела в элементах замкнутого контура, условия подвода тепла от источника и отвода тепла холодильником-излучателем.

РАСЧЕТ ТУГОПЛАВКОЙ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ТЕПЛОВОЙ ТРУБЫ ДЛЯ ТЕРМОЭМИССИОННОЙ ВЫНЕСЕННОЙ ЭЛЕКТРОГЕНЕРИРУЮЩЕЙ СБОРКИ

Ф.А. Баучкин fedorb2006@rambler.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В докладе предложена методика оптимизационного расчета тугоплавкой высокотемпературной тепловой трубы (ТВТТ), предназначенной для переноса тепла из активной

зоны ядерного реактора к термоэмиссионному преобразователю вынесенной электрогенерирующей сборки (ЭГС).

Представлены результаты расчетов, приведены зависимости различных параметров ТВТТ от рабочего тела, рабочей температуры, геометрических параметров.

На основе полученных данных предложен вариант ТВТТ, наиболее подходящий для вынесенной ЭГС в составе высокотемпературной термоэмиссионной ядерной энергетической установки.

РАЗРАБОТКА ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ МОЩНОСТЬЮ ДО 90 ВТ

**Р.В. Ахметжанов, А.В. Богатый,
Д.А. Каширин,
К.И. Круглов, А.И. Могулкин**

kashirinrock93@yandex.ru

Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики
Московского авиационного института

В настоящее время в мире разрабатывается и создается большое количество малых космических аппаратов (МКА). Одна из основных проблем эксплуатации МКА - относительно небольшой срок активного существования (САС) аппарата. Для повышения САС необходимо оснастить МКА двигательной установкой (ДУ) для коррекции орбиты. Такая ДУ может быть создана на основе высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД) малой мощности, лабораторный образец которого был разработан и создан в НИИ ПМЭ МАИ.

Доклад посвящен разработке данного ВЧИД. В докладе представлены результаты расчета основных рабочих характеристик двигателя и расчета геометрических параметров электродов ионно-оптической системы двигателя (ИОС). Расчет геометрии электродов ИОС выполнен в программном комплексе IGUN и проверен в программном комплексе ИОС-3Д разработки ИЦ им. М.В. Келдыша. Также был выполнен расчёт эрозии ускоряющего электрода ИОС и оценен ресурс работы двигателя. По результатам данных расчетов была разработана конструкция двигателя и выполнены тепловое и термомеханическое моделирование, показавшие устойчивость конструкции двигателя, и в частности электродов ИОС, к термомеханическим нагрузкам.

Был произведен пробный запуск двигателя, результаты которого представлены в докладе. В дальнейшем планируется экспериментальная отработка двигателя.

ОЦЕНКА СКОРОСТИ ЭРОЗИИ УСКОРЯЮЩЕГО ЭЛЕКТРОДА ДВУХЭЛЕКТРОДНОЙ ИОННО-ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА УКРОЧЕННОЙ ВРЕМЕННОЙ БАЗЕ

Р.В. Ахметжанов ahmetzhanov1991@mail.ru

Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики
Московского авиационного института

Одно из основных преимуществ ионных двигателей (ИД) перед конкурентами - их большой ресурс, достигающий нескольких десятков тысяч часов. Критическим элементом конструкции ИД с точки зрения ресурса является ускоряющий электрод ионно-оптической системы двигателя (ИОС), распыляемый ионами перезарядки.

Проведение длительных ресурсных испытаний ИД требует больших временных и финансовых затрат. Поэтому крайне важной представляется задача сокращения времени проведения ресурсных испытаний.

В докладе предложена методика ускоренных ресурсных испытаний, основанная на определении скорости распыления и формы эрозийной выработки предварительно нанесенного на исследуемую поверхность многослойного комбинированного покрытия, состоящего из оптически контрастных металлов – меди и алюминия. При подготовке эксперимента на поверхность ускоряющего электрода, обращенную к пучку ионов, производится поочередное напыление слоев алюминия и меди. Общее количество слоев - 20 [1].

Был выполнен расчет скорости эрозии ускоряющего электрода ИОС высокочастотного ионного двигателя малой мощности. Была проведена экспериментальная отработка двигателя продолжительностью более 100 часов. Результаты эксперимента сравнены с расчетом.

Список использованных источников:

1. D.V. Dukhopel'nikov, E.V. Vorob'ev, S.G. Ivakhnenko, R.V. Akhmetzhanov, V.A. Obukhov, G.A. Popov, S.A. Khartov. Technique for the Visualization and Determination of the Surface-Erosion Profile Caused by Ion Bombardment. Journal of Surface Investigation. X-ray, Synchrotron and Neutron Techniques. Vol. 10, No. 1, 2016

РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ЛОКАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПЛАЗМЫ В ГАЗОРАЗРЯДНОЙ КАМЕРЕ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Кожевников В.В., Хартов С.А.

k208@mai.ru

Московский авиационный институт (МАИ), г. Москва

В рамках исследования лабораторного высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД) малой мощности проводилась диагностика плазменного образования в газоразрядной камере (ГРК) двигателя контактными методами. По результатам диагностики были построены двумерные распределения температуры электронов T_e и концентрации электронов n_e в ГРК. Полученные данные сравнивались с данными экспериментальных исследований параметров ртутной плазмы в ВЧИД диаметром 100 мм, проведенных учеными из Гисенского университета (Германия) в 80-х годах.

Представлена методика для определения температуры T_e и концентрации электронов n_e в заданной точке плазменного образования, для диагностики применяются тройные зонды Ленгмюра, вводимые через стенку ГРК. Потенциалы и токи в зондовой системе фиксировались цифровым осциллографом Velleman PCS500 и источником-измерителем Keytley 236, затем параметры считывались программой, созданной в среде LabVIEW. Обработка собранных данных и визуализация двумерных распределений локальных параметров плазмы осуществлялась в программе, написанной на языке Python.

Все распределения, в настоящей работе, были получены в ГРК лабораторного образца ВЧИД малой мощности с диаметром выходного пучка 80 мм, при этом ГРК представляет собой полусферу из смеси окиси алюминия и нитрида кремния, с отверстиями в стенке для ввода зонда. В качестве рабочего тела в лабораторном образце ВЧИД применялся ксенон.

Исследования проводились в рамках реализации федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» (Соглашение № 14.577.21.0101 от 16.09.2014).

ВЫСОКОЧАСТОТНЫЙ ИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, РАБОТАЮЩИЙ НА АТМОСФЕРНЫХ ГАЗАХ

Суворов М.О., Хартов С.А.

k208@mai.ru, maxwell2005@yandex.ru

Московский авиационный институт (МАИ), г. Москва.

Перспективным направлением развития космической отрасли являются создание спутников малой массы, характерным примером области применения которых являются аппараты дистанционного зондирования земли (ДЗЗ). Данный вид техники активно развивается последние 50 лет и достиг определенных успехов: космические аппараты (КА) ДЗЗ используются для изучения природных ресурсов Земли и решения задач метеорологии. Высоты солнечно-синхронных орбит, характерных для таких спутников, колеблются от 300-700 км. Снижение высоты орбиты повысит эффективность спутников ДЗЗ.

Как известно, с уменьшением высоты над поверхностью Земли плотность атмосферы возрастает, и КА, двигающийся по низким орбитам, испытывает значительное аэродинамическое сопротивление. При наличии корректирующей ДУ значительная доля массы аппарата должна отводиться для рабочего тела, необходимого для поддержания параметров орбиты, поэтому использование классического ЭРД на данных высотах представляется крайне малоэффективным. Альтернативой стала концепция ЭРД, работающего на атмосферных газах, забираемых из внешней среды.

На лабораторном образце ВЧИД проводились эксперименты, направленные на исследование работы двигателя на атмосферных газах на концентрациях, имитирующих условия работы двигателя на высотах $h \approx 200 \div 250$ км (азот, кислород и их композиции).

Исследования проводились в рамках реализации федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» (Соглашение № 14.577.21.0101 от 16.09.2014).

РАЗРАБОТКА КАТОДА ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА БАЗЕ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО РАЗРЯДА.

Смирнов П. Е., Хартов С. А.

paulsmyt93@gmail.com

Московский Авиационный Институт (Национальный Исследовательский Университет), г. Москва

В качестве рабочего тела для современных электроракетных двигателей (ЭРД) чаще всего используется ксенон – инертный газ, запасенный на борту космического летательного аппарата (КЛА) в необходимом количестве. Это редкий газ, и стоимость его производства достаточно высока. При этом, с учетом обеспечения требований по его чистоте для работы эмиттеров катодов, стоимость «заправки» КЛА значительно возрастает.

В последние годы обсуждается проблема использования ЭРД работающих на газах верхних слоев атмосферы Земли и планет Солнечной системы, т.е. создания двигателей «прямоточной» схемы. Одной из проблем этой схемы является выбор наиболее эффективного катода, способного работать с химически активными газами атмосферы, будь то кислород в атмосфере Земли, метан и аммиак в атмосфере Венеры, углекислый газ – Марса, или другие.

Секция 4

В работе были проанализированы существующие и альтернативные схемы нейтрализаторов работающих на химически активных газах, предложена и разработана конструкция лабораторного образца такого устройства на базе высокочастотного разряда.

Исследования проводились в рамках реализации федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» (Соглашение № 14.577.21.0101 от 16.09.2014).

МОДЕРНИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПЛАЗМЫ.

Смирнова О. В., Хартов С. А.

olgasmirnova0502@gmail.com

Московский Авиационный Институт (Национальный Исследовательский Университет), г. Москва

Повышение эффективности работы электроракетных двигателей невозможно без средств измерения. Для определения всех параметров таких двигателей, необходимо измерение локальных параметров плазмы с помощью зондов, благодаря чему можно полностью охарактеризовать состояние рабочего тела в его канале: концентрации заряженных частиц, средней кинетической энергии электронов, направленности ионных потоков, а также распределение потенциала в разрядном промежутке.

Ручное передвижение зонда в вакуумной камере связано с множеством неблагоприятных факторов: трудоемкостью, ошибкой человеческого фактора, сложностью конструкции, а следовательно низкой надежностью механических вакуумных вводов и т. д.

Для облегчения измерений несколько лет назад была создана однокоординатная система перемещения. Конструкция данной системы была массивной, так как в ней использовались устаревшие комплектующие. Очевидно, что развитие этой системы стало следующим шагом на пути измерения параметров плазмы.

В работе описана модернизация системы измерения параметров плазмы: замена компонентов на более современные аналоги, сокращение объемно-габаритных параметров, переход на новый метод управления.

УЧЁТ РАЗМАГНИЧИВАНИЯ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ЗАМКНУТЫМ ДРЕЙФОМ ЭЛЕКТРОНОВ

**Т. Чернышёв¹, Д. Криворучко²,
А. Скрылёв²**

thambsup@gmail.com

¹Объединённый Институт Высоких температур Российской Академии Наук (ОИВТ РАН),

²Московский Физико-Технический Институт (МФТИ)

Рассматривается разряд в канале электрореактивного двигателя с замкнутым дрейфом электронов, представляющий собой разряд низкого давления в скрещенных электрическом и магнитном полях, в котором свободномолекулярный поток газа, поступающий через анод, полностью перерабатывается в ионы. То есть, происходит интенсивное ионизационное выгорание и формирование ускоренного квазинейтраль-

ного пучка ионов. При этом, обычно, влияние плазменных токов на распределение магнитного поля незначительно.

В работе представлены результаты расчёта одномерной модели разряда, учитывающей размагничивание – были исследованы процессы горения разряда, в которых этот эффект существенно влияет на динамику плазмы. В частности, приводятся результаты исследования переходного процесса в момент зажигания разряда. Известно, что в момент зажигания, поступающий на анод ток в 10–20 раз больше, чем в установившемся режиме [1]. Расчёт показал, что это происходит за счёт ионизации всего заполняющего разрядный промежуток газа, и полного размагничивания плазмы под действием замкнутого азимутального тока. При этом, разрядный промежуток заполняется плотной (с концентрацией близкой к концентрации нейтрального газа) плазмой с потенциалом близким к анодному, а всё падение потенциала сосредоточено в тонком катодном слое. Результаты расчёта сравниваются с экспериментом по зажиганию разряда в двигателях «СПД» и «ДАС».

В дополнение, приведены результаты расчёта выхода разряда в установившийся режим. Показано, что в разряде с коротким каналом, характерным для «ДАС», при определённом значении магнитного поля возможно стационарное горение разряда без колебаний. Обнаружено, что в области слабых магнитных полей возникает положительная обратная связь между ионным током и размагничиванием.

[1] Ермилов А.Н., Ерошенков В.Ф., Коваленко Ю.А., Королёв С.В., Чернышёв Т.В., Шумилин А.П. Особенности зажигания интенсивного несамостоятельного разряда в скрещенных полях с термоэмиссионным катодом //Теплофизика высоких температур. 2013. Т. 51, No 4. С. 497.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЫХОДНЫХ ПАРАМЕТРОВ ФИЛЬТРА ВИНА ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ СТРУИ ЭРД

А.В. Скрылев¹,

avskrylev@yandex.ru, dk666@yandex.ru

Д.Д. Криворучко¹, Т.В. Чернышев²

¹Московский Физико-Технический Институт (МФТИ),

²Объединённый Институт Высоких температур Российской Академии Наук (ОИВТ РАН),

Исследования показывают, что в струе электроракетных двигателей (ЭРД) содержится достаточно большое количество многозарядных ионов рабочего тела (РТ) [1]. Наличие многозарядных ионов снижает тяговые характеристики, эффективность двигателя и коэффициент использования РТ. Еще один негативный фактор заключается в повышенной эрозии ключевых элементов ЭРД, к которой приводит увеличение кинетической энергии ионов РТ. Таким образом, измерение зарядного состава плазменной струи ЭРД позволит учитывать снижение тяговых характеристик двигателя и более точно оценить эрозию ключевых элементов двигателя [2].

Для изучения параметров плазменной струи ЭРД используются различные методы, которые делятся на: контактные (в основном зондовые) и бесконтактные (оптическая спектроскопия) [3].

Наибольшее распространение получили зондовые методы в силу простоты их практической реализации и доступности диагностического оборудования.

Для получения спектра и определения доли многозарядных ионов в плазменной струе ЭРД предлагается использование фильтра Вина.

Принцип метода исследования струи ионов фильтром Вина основан на изменении траектории ионов в скрещенных электрическом и магнитном полях и измерении тока не отклонившихся в поле частиц.

Моделирование выходных параметров фильтра Вина, а именно: зависимости силы тока на коллекторе от фильтрующего напряжения на обкладках прибора, показывает применимость предлагаемой методики для подбора геометрических параметров и прогнозирования работы реального прибора.

[1] Manzella, D.H., "Stationary Plasma Thruster Plume Emissions," IEPC-93-097, Sept. 1993.

[2] Kim S.W. Experimental Investigations of Plasma Parameters and Species-Dependent Ion Energy Distribution in the Plasma Exhaust Plume of a Hall Thruster / Ph.D. Dissertation, University of Michigan, 1999. – 220 p.

[3] Д.Д. Криворучко, А.В. Скрылев, «Исследование поля скоростей заряженных частиц в канале и плазменной струи стационарного плазменного двигателя методами активной лазерной спектроскопии»//58-я научная конференция МФТИ, 2015 г.

ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ МАГНИТНОЙ СИСТЕМЫ НА КОНФИГУРАЦИЮ МАГНИТНОГО ПОЛЯ В ХОЛЛОВСКИХ УСКОРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМАХ

Д.В. Духопельников, В.А.Клюева

kluew93@mail.ru

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана

Электроракетные холловские двигатели и магнетронные распылительные системы (МРС) относятся к устройствам с замкнутым дрейфом электронов, использующих разряд низкого давления в скрещенных электрических и магнитных полях.

Холловские ионные источники и МРС используются в различных технологических процессах.

Ионные источники применяются для очистки и активации поверхности перед нанесением покрытий, синтеза алмазоподобных пленок. МРС используются для нанесения различных покрытий. Такие покрытия применяются в авиационной и космической промышленности, в оптике и микроэлектронике.

Для конструирования ионных источников и МРС необходимо проводить расчет как величины, так и конфигурации магнитного поля, создаваемого магнитной системой, поскольку конфигурация магнитного поля определяет параметры разряда, диапазон рабочих давлений, размеры и форму зоны распыления катода (в случае с МРС), устойчивость работы устройства. Существует ряд программных пакетов для расчета значений магнитного поля, однако инженерная практика требует простые аналитические выражения, позволяющие сделать оценочный расчет габаритов магнитопровода и определить величину намагничивающей силы катушек.

В данной работе были получены эмпирические зависимости, определяющие распределение индукции магнитного поля над срезом магнитопровода и конфигурацию магнитного поля в МРС при различных геометрических параметрах магнитной системы и величинах намагничивающей силы. Была проведена верификация полученных результатов с экспериментальными данными.

МАГНЕТРОННЫЕ РАСПЫЛИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ С ЖИДКОМЕТАЛЛИЧЕСКИМ КАТОДОМ

**Д.В. Духопельников, В.С. Булычев,
В.Г. Поздняков**

bulvs@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Современная ракетно-космическая промышленность требует совершенствования методов обработки конструкционных материалов. Одним из способов усовершенствования поверхности деталей двигателей летательных аппаратов является применение магнетронных распылительных систем (МРС). Данный метод позволяет нанести плотные качественные пленки с высокой адгезией.

Основной проблемой МРС является высокая энергетическая стоимость атома, что становится критичным при нанесении толстых покрытий. Наиболее очевидным способом решения этой проблемы является увеличение коэффициента катодного распыления.

Перевод катода в жидкую фазу позволяет увеличить скорость нанесения покрытия и снижает энергозатраты при сохранении качества покрытий. При этом скорость роста покрытия и энергозатраты становятся сравнимыми с методами дугового испарения, электронно-лучевого испарения и гальваникой.

МРС с жидким катодом может работать при более низких давлениях рабочего газа. При этом на некоторых металлах с высокими коэффициентами распыления (медь, серебро и т.п.) разряд может гореть без рабочего плазмообразующего газа в парах собственного катода (режим самораспыления). Снижение давления в камере позволяет увеличить чистоту наносимых покрытий.

В работе исследовано влияние фазового состояния мишени на коэффициенты катодного распыления при бомбардировке ионами аргона и ионами материала мишени. Исследована динамика изменения напряжения магнетронного разряда при фазовом переходе материала катода из твердого состояния в жидкое. Оценены значения коэффициентов катодного распыления указанных материалов и показана тенденция к их увеличению при распылении из жидкого состояния.

ТЕПЛОВЫЕ ПРОЦЕССЫ НА ЭЛЕКТРОДАХ ПРИ ИСПЫТАНИИ БЕЗРАСХОДНОГО КАТОДА В ДИОДНОЙ СХЕМЕ

**А.И. Коновалова,
А.А. Ляпин, Г.К. Клименко**

konovalovaai.bmstu@gmail.com

Московский Государственный технический университет им. Н.Э.Баумана

Последнее время особый интерес представляет использование безрасходных катодов-компенсаторов в составе электроракетной двигательной установки, что позволит повысить газовую экономичность и улучшить массогабаритные характеристики ЭРДУ. В связи с этим возникает необходимость создания и отработки методики испытаний безрасходных катодов.

Наиболее простым методом определения термоэмиссионных и энергетических характеристик безрасходного катода является его экспериментальное исследование в диодной схеме. Нагрев эмиттера катода, с которого происходит эмиссия электронов, осуществляется с помощью специального омического нагревателя, встроенного в катодный узел. Анод устанавливается в непосредственной близости от поверхности

катода с зазором ~ 1 мм. К электродам прикладывается разность потенциалов, необходимая для транспортировки эмитированных электронов к аноду.

Целью данной работы является экспериментальное и аналитическое исследование энергетических процессов, протекающих в системе «катод – анод» при испытаниях. Для случая стационарного теплообмена проводится анализ слагаемых в балансе мощностей на электродах, учитывается взаимный радиационный обмен катода и анода. Представленные расчеты хорошо согласуются с полученными нами экспериментальными данными. Экспериментально и теоретически показано, что присутствие анода оказывает существенное влияние на тепловой баланс на катоде.

К ВОПРОСУ О СОЗДАНИИ БЕЗРАСХОДНОГО КАТОДА-КОМПЕНСАТОРА

**Г.К. Клименко¹, А.И. Коновалова¹,
А.А. Ляпин¹,
В.Г. Островский²,
И.Б. Сишко², П.А. Щербина²**

laa1@bmstu.ru

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана,

²РКК «Энергия»

Для электроракетных двигателей – ЭРД, ускоряющих поток ионов, обязательным элементом является катод-компенсатор. Его основная функция – генерация потока электронов для нейтрализации заряда струи ионов двигателя. В настоящее время электроны извлекаются из плазмы, которая создаётся в катоде-компенсаторе из подаваемого в него расхода плазмообразующего вещества, которое не участвует в создании тяги. В целях эффективного использования рабочего вещества предпочтительно использование безрасходного катода-компенсатора (БРКК). Однако при этом возникает ряд проблем, которые удовлетворительно не решены до сих пор.

Для нейтрализации заряда струи ионов двигателя необходимо эффективно генерировать электроны и экономично транспортировать электроны к потоку ионов. Для генерации электронов необходим эффективный катодный узел с низкой работой выхода электронов и большим ресурсом работы.

Проведен анализ требований к безрасходному катоду-компенсатору.

Рассмотрены способы и устройства для эффективной генерации электронов, материалы для термоэмиссионных катодов. Для такого катода необходим эффективный нагрев эмиттера, варианты которого рассмотрены. Оцениваются энергетические затраты на единицу термоэмиссионного электронного тока катода. При этом оказывается, что безрасходный катод, экономя расход рабочего вещества, требует больших затрат энергии. Поэтому при использовании БРКК необходимо оптимизировать массовые характеристики энергодвигательной установки. Особой проблемой для БРКК оказывается транспортировка электронов к потоку ионов. Для этого в БРКК возможно применение дополнительных ускоряющих электродов. При решении всех проблем должна быть создана конструкция, реализующая необходимые функции, и удовлетворяющая требованиям к ЭРД.

СИСТЕМА БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ СВЧ ЭНЕРГИИ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ

Ю.В.Анищенко,
А.В. Панкратов,

anishchenko@v@mail.ru,
Senior.pankaro@yandex.ru

Московский Государственный Технический Университет им. Н.Э. Баумана

В настоящее время классическая энергетика переживает свои не самые лучшие времена. Наблюдается нестабильность цен и застой ресурсов на энергетическом рынке. Высокие экологические требования и неутешительные прогнозы, факторы, сопровождающие деятельность, связанную с использованием невозобновляемых источников энергии, ставят перед человечеством не только задачу, но и необходимость научиться потреблять альтернативные виды энергетических ресурсов во всем их практически неограниченном объеме.

Беспроводная передача электрической энергии перспективна для использования в космических летательных аппаратах, так как в космическом пространстве отсутствуют атмосферные потери, отсутствует экологическая опасность повреждения биосферы и коммуникаций.

В данной работе описаны важнейшие элементы системы беспроводной передачи энергии (СБПЭ). Описана схема принимающей энергии системы: проведен анализ и указаны наиболее благоприятные условия, критерии, физические и геометрические параметры для продуктивной работы ректенной решетки. Обоснован выбор элементов передающей антенны СБПЭ. В работе также представлены: алгоритм вычисления площадей принимающей и передающей антенн; анализ мощности системы; способы определения КПД СБПЭ.

Рассмотрены методы уменьшения экономических затрат на постройку приемного каскада ректенн путем уменьшения числа приемно-преобразующих элементов до 300 млн. шт. для каждых 5 ГВт мощности электростанции. Так же представлен вариант замены элементов приемной антенной решетки в зонах малых удельных мощностей на поглотители. Показано, что КПД для СБПЭ мощностью 20 кВт оценивается в 56,6% при передаче на расстояние не более 43600 км.

О ПРИЧИНЕ ВОЗНИКНОВЕНИЯ НЕШТАТНОЙ СИТУАЦИИ С РОССИЙСКОЙ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ МЕЖПЛАНЕТНОЙ СТАНЦИЕЙ «МАРС-96»

Кудрявцева А.В.

anastasia.nnn2011@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э.Баумана, г. Москва

В последние годы значительный процент запусков космических аппаратов заканчивается аварийно.

Ошибки, допущенные в процессе подготовки запусков российских федеральных спутников, самым негативным образом сказываются на престиже России в мире, отражаются на безопасности космонавтов и экологической обстановке в ближнем Космосе.

16 ноября 1996 была запущена автоматизированная межпланетная станция «Марс-96» (АМС «Марс-96»). Однако ее не удалось вывести на отлётную траекторию из-за отказа разгонного блока (РБ).

Анализ данных из открытых источников позволил предположить, что при расчете новой циклограммы полета была допущена ошибка при пересчете времени на этапе выведения космического аппарата (КА) на отлетную траекторию к Марсу.

Возможно, с целью ускорения процесса формирования какой-либо части циклограммы, специалисты используют данные циклограмм успешных лётных испытаний.

Таким образом, имея предварительно опубликованную циклограмму полетного задания, можно вычислить момент возникновения и окончания нештатной ситуации.

БЕССЕТОЧНЫЙ СИЛЬНОТОЧНЫЙ МОДУЛЯТОР НА ОСНОВЕ ТЕРМОЭМИССИОННОГО ДИОДА ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ТОКА

В.И. Кузнецов¹,

victor.kuznetsov@mail.ioffe.ru

В.И. Бабанин¹, А.С. Пащина², В.М. Мельников³

¹ФГБУН ФТИ им. А.Ф. Иоффе, Санкт Петербург,

²ФГБУН ОИВТ РАН, Москва, ЗФГУП ЦНИИмаш, Королев

При разработке термоэмиссионных энергетических установок использование полупроводниковых инверторов для питания нагрузки нецелесообразно, поскольку низковольтная подводящая шина имеет большую длину и массу, а элементы инвертора требуют низкотемпературного охлаждения. Необходимо создание трансформатора и ключевых элементов, способных работать при температурах порядка 1000К и высоком уровне радиации. Ранее разрабатывались приборы с сеточным управлением с бинарного Cs-Va наполнением. Проблемным вопросом в сеточных ключевых элементах является охлаждение сетки в условиях близости горячего реактора.

В ФТИ им. А. Ф. Иоффе был предложен бессеточный вариант инвертора. Управление этим устройством осуществляется за счет развития плазменных структур в межэлектродном промежутке без использования каких-либо внешних воздействий. Образование нелинейных структур в плазме кнудсеновского разряда оказывается возможным благодаря обмену энергией между заряженными частицами и электрическим полем. Особенно интенсивно этот обмен происходит на быстрой стадии (стадии обрыва тока), и инициируется развитием электронной неустойчивости Бурсиана-Пирса. Именно этой стадией определяется высокая скорость переходного процесса, а узкие фронты импульсов тока, в свою очередь, обеспечивают высокий КПД процесса модуляции.

Эксперименты, проведенные в диоде с Cs-Va наполнением, показали возможность полной модуляции тока при напряжении горения 5...6 В и плотности тока в разряде ~10 А/см². При величинах межэлектродного зазора 0.2...2 мм устойчивая модуляция тока и напряжения с частотой 5...20 кГц и с полным прерыванием тока имела место при давлениях цезия в узком интервале: (1.5...3.5)·10⁻³ мм. рт. ст. Варьирование температуры эмиттера от 1300°С до 1900°С не приводило к сколько-нибудь существенному изменению характера модуляции. Обнаружена возможность управления процессом модуляции с помощью внешних воздействий (вспомогательный разряд, электрические и магнитные поля), что представляется перспективным для расширения диапазона параметров и функциональных возможностей диода-модулятора.

СИСТЕМА ВЫВЕДЕНИЯ ПИКОСПУТНИКА НА НИЗКУЮ ОРБИТУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЛАЗЕРНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Ф.К. Алексеев, А.В. Пакратов, В.Д. Телех stcpe@bmstu.ru

Московский Государственный Технический Университет им.Н.Э. Баумана

Современный этап развития космических летательных аппаратов (КЛА) характеризуется активным использованием малых КЛА (МКЛА) – микро-, нано- и пикоспутников. Для доставки МКЛА на орбиту сегодня используются тяжелые ракетоносители, на которые такие спутники размещаются как попутная нагрузка. Следовательно, выбирается оптимальная траектория выведения для основного (крупного) спутника. Если рассматривать концепцию создания группы сверхмалых навигационных спутников, то такой способ выведения будет сопровождаться рядом проблем, например их последующее распределение по орбите. В связи с этим является актуальной задача индивидуального выведения МКЛА на орбиту.

В данной работе представлены результаты моделирования полетных характеристик для системы выведения пикоспутника на основе лазерного воздушно-реактивного двигателя (ЛВРД). ЛВРД является двигателем с внешним источником энергии, использующим в качестве рабочего тела окружающий воздух, что позволяет значительно снизить стартовую массу аппарата. Однако, работоспособность ЛВРД ограничена по высоте: из-за падения давления, воздуха становится недостаточно для протекания лазерных процессов пробоя (для двигателей таких размеров это происходит на высоте $H \sim 40$ км). Поэтому была предложена гибридная система выведения на основе ЛВРД. Траектория выведения в этом случае разбивается на два участка: участок работы ЛВРД на окружающем воздухе; участок с использованием дополнительного рабочего тела. Т.е. необходимость в топливе и некоторых системах, таких как системы подачи и хранения рабочего тела, остается, однако количество топлива, а значит и стартовая масса аппарата, будут значительно снижены.

В работе рассчитаны полетные характеристики для спутников типа «CubeSat» массой в 1 кг. Показано, что стартовая масса аппарата составит ~ 20 кг (масса полезной нагрузки и рабочего тела), скорость в момент переключения на бортовое рабочее тело $V = 2300$ м/с. Такая скорость достигается на высоте 40 км при минимальной тяге в 2 кН, что соответствует перегрузкам порядка 10g для аппарата массой в 20кг. Для создания такой тяги так же рассчитаны энергетические параметры лазера. Показано, что запаса рабочего тела будет достаточно, чтобы на втором участке набрать низкоорбитальную высоту ($H = 200$ км) и соответствующую ей первую космическую скорость ($V = 7790$ м/с).



ПРИКЛАДНАЯ НЕБЕСНАЯ МЕХАНИКА И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ ВЫВЕДЕНИИ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ С ЦЕЛЬЮ СНИЖЕНИЯ РАДИАЦИОННОЙ НАГРУЗКИ НА КА

А.Е. Старченко

aleksandr.starченко@phystech.edu

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева, Королев

При десятикратном пролёте межорбитального космического буксира между низкой круговой и геостационарной орбитами при помощи электроракетных двигателей доза космической радиации, поглощенная бортовой электроникой из радиационных поясов Земли, оказывается больше допустимых пределов для различных компонентов бортовой аппаратуры. Это приводит к необходимости использования радиационно-стойкой элементной базы, либо к необходимости утолщать стенки аппарата и снижать массу полезной нагрузки.

Одним из возможных способов снижения поглощённой электроникой дозы радиации является выбор специальной траектории выведения. Формально идея этого метода формулируется как добавление в задачу оптимального по быстродействию перелёта между орбитами дополнительного уравнения для дозы радиации и краевого условия на дозу в конце перелета.

Для решения краевой задачи, получающейся в результате применения принципа максимума Понтрягина к вышеуказанной задаче оптимального управления, в работе применяется метод продолжения по параметру. При выведении на геостационарную орбиту КА массой 40.8 т с круговой орбиты высотой 800 км и наклоном 51.6 градусов было получено снижение поглощенной дозы радиации до 44% от дозы на траектории оптимального быстродействия. При этом увеличение затрат характеристической скорости не превосходило 868 м/с. Увеличение времени выведения не превысило 11.1% от величины оптимального времени выведения.

ОПТИМИЗАЦИЯ СХЕМЫ МАНЕВРИРОВАНИЯ ДЛЯ ВОЗВРАТА К ЗЕМЛЕ С ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЛУНЫ

Н.М. Гаврикова

ng062974@gmail.com

ФГУП МОКБ «Марс»

Для успешной реализации как пилотируемой, так и беспилотной (например, «Луна-Грунт») лунной экспедиции необходима разработка надежной системы для безопасного возвращения КА на Землю, особенно при нештатных ситуациях. Для этого необходимо иметь алгоритм расчета возврата к Земле с любой орбиты искусственного спутника Луны. Целесообразно использование многоимпульсных схем построения траекторий перелета для уменьшения затрат топлива. В рамках рассматриваемой задачи снижение расхода топлива и суммарной характеристической скорости считаются эквивалентными.

Исследована задача построения трехимпульсной схемы перехода на траекторию возврата к Земле по известному вектору асимптотической скорости отлетной гиперболы. Эта задача является частью более общей задачи – построения полной траектории возврата.

Алгоритм построения полной траектории возврата основан на решении краевой задачи. Условия на правом конце представляют собой условия входа в атмосферу Земли, на левом конце – параметры орбиты искусственного спутника Луны. Требуется определить три импульсных маневра, обеспечивающих переход КА на траекторию возврата с заданными краевыми условиями. По условиям входа в атмосферу Земли и фиксированному моменту времени старта с орбиты искусственного спутника Луны определяется номинальный вектор асимптотической скорости гиперболы возврата. По найденному вектору определяется первое приближение гиперболы возврата и импульсных маневров. Наконец, путем численного расчета формируется невязка, представляющую собой вектор ошибок по положению и скорости на границе сферы действия Луны, а также ошибок по затраченному времени, которую необходимо минимизировать.

Приведены результаты численного моделирования в рамках задачи трех тел (Земля-Луна-КА) с учетом нецентральности гравитационных полей планет.

НАХОЖДЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ ТРАЕКТОРИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОМБИНИРОВАННОГО ФУНКЦИОНАЛА ПО КРИТЕРИЯМ БЫСТРОДЕЙСТВИЯ И ЗАТРАТ РАБОЧЕГО ТЕЛА

А.Е. Ильин

ant8907@yandex.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Нахождение оптимальных траекторий перелёта КА с двигателями ограниченной тяги осложняется высокой чувствительностью его траекторий к вариациям неизвестных параметров краевой задачи. Один из численных методов решения этой задачи предложен К.Г. Григорьевым в 80-90-х годах прошлого века. Суть метода состоит в использовании комбинированного функционала, являющегося функцией гомотопии, обеспечивающей деформацию критерия оптимальности по быстродействию в критерий по расходу рабочего тела. Коэффициент деформации является параметром метода наряду с ограничением на длительность перелёта. При численном нахождении оптимальной траектории отыскивается сочетание этих параметров. Доклад посвящен развитию метода К.Г. Григорьева в части применения ЛПт-последовательности Соболя для нахождения сочетания параметров метода, а также применения множественной пристрелки для повышения его устойчивости.

Приведены результаты применения описанной методики в задаче об оптимальном перелёте КА с двигателями ограниченной тяги с околоземной орбиты на орбиту искусственного спутника Луны.

О ПАССИВНОЙ И ПОЛУПАССИВНОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ СПУТНИКА, ОСНАЩЕННОГО ЭКРАНАМИ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОЙ ЗАЩИТЫ

Д.Г. Корытников
Д.Ю. Никитин

dgkorytnikov@gmail.com
danil_nikitin94@mail.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

Рассматривается ИСЗ с системой экранов электростатической защиты (ЭСЗ), выполненных в виде заряженных оболочек [1]. В результате взаимодействия электрического заряда экранов с магнитным полем Земли (МПЗ) возникает момент сил Лоренца. Решаются две новые задачи, связанные с использованием этого момента для стабилизации ИСЗ. В первой, ввиду больших размеров ЭСЗ, момент Лоренца вычислен с учетом сложной формы экранов (учтены моменты зарядов не только первого, но и второго порядка), а также градиент МПЗ в объеме экранов [2]. В предположении, что центр заряда ИСЗ совпадает с его центром масс и движется по круговой экваториальной орбите, показана возможность использования момента Лоренца для пассивной стабилизации ИСЗ. Найдено прямое положение равновесия ИСЗ в орбитальной системе координат. Получены достаточные условия его устойчивости с использованием построенного первого интеграла с учетом влияния гравитационного момента. Во второй задаче предполагается, что ИСЗ обладает управляемым распределением заряда (центр заряда не совпадает с центром масс) и управляемым собственным магнитным моментом. Решена задача полупассивной электродинамической стабилизации ИСЗ в орбитальной системе координат с помощью моментов Лоренца и магнитного взаимодействия [3], причем в существенно усложненной по сравнению с [3] постановке, учитывающей возмущения орбиты, вызванные 2-й зональной гармоникой геопотенциала.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (гранты № 16-01-00587-а, № 16-08-00997-а и № 17-01-00672).

1. R.P. Joshi, H. Qiu, R.K. Tripathi, Configuration studies for active electrostatic space radiation shielding // Acta Astronautica, 2013, vol.88, pp.138-145.
2. К.Г. Петров, А.А. Тихонов. Момент сил Лоренца, действующих на заряженный спутник в магнитном поле Земли. Ч.2: Вычисление момента и оценки его составляющих // Вестн. С.-Петербург. ун-та. Сер.1. 1999. Вып. 3 (№ 15). С. 81-91.
3. К.А. Antipov, А.А. Tikhonov, On satellite electrodynamic attitude stabilization // Aerospace Science and Technology 33 (2014) 92-99.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ИЗОЛИНИЙ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОКОН СТАРТА КА «СПЕКТР-РГ» В ТЕЧЕНИЕ ГОДА С ОБЕСПЕЧЕНИЕМ ЕЖЕСУТОЧНОЙ ВИДИМОСТИ С КИП В МЕДВЕЖЬИХ ОЗЁРАХ

Е.А. Михайлов

oleggeny@mail.ru

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

«Спектр-РГ» – международная космическая обсерватория, предназначенная для функционировать в окрестности точки либрации L2 системы Солнце-Земля. Управление КА будет проводиться с российских командно-измерительных пунктов (КИП) в Медвежьих Озёрах и Уссурийске.

Орбиты вокруг точек либрации чувствительны к возмущениям, поэтому важно обеспечить надёжную радиосвязь с КА для контроля параметров орбиты и состояния бор-

товых систем. Это требование приводит к задаче выбора номинальных траекторий, которые позволяют обеспечить ежесуточную радиосвязь с КА с каждого из двух КИП. КИП в Медвежьих Озёрах расположен на более высокой широте по сравнению с КИП в Уссурийске. Поэтому из условия обеспечения связи с КИП в Медвежьих Озёрах следует обеспечение связи с КИП в Уссурийске.

Для обеспечения ежесуточной видимости КА с КИП в Медвежьих Озёрах необходимо, чтобы в период солнцестояний КА находился в точках орбиты, максимально удалённых от плоскости эклиптики в северном направлении, а в период равноденствий – в южном. Таким образом, учитывая время на перелёт, были установлены возможные окна старта КА «Спектр-РГ» в течение года.

С помощью метода изолиний были получены уточнённые окна старта КА «Спектр-РГ», которые обеспечивают перелёт на квазипериодические орбиты, удовлетворяющие требованиям планируемого научного эксперимента. Полученные номинальные траектории были проверены компьютерным моделированием.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА НА ССО

С.С. Ефимов
Д.А. Притыкин

Efimov.SS@phystech.edu
Pritykin.DA@mipt.ru

Московский физико-технический институт (государственный университет)

Для формирования стратегии захвата крупногабаритных объектов космического мусора и планирования дальнейших динамических операций необходимо иметь представление о типичных параметрах их движения относительно центра масс. В том случае, когда объект, например, быстро вращается, его «захват» манипулятором или сетью превращается в сложную техническую операцию.

Целью исследования было моделирование вращательного движения крупногабаритных объектов космического мусора на солнечно-синхронных орбитах (ССО), где плотность мусора имеет максимальную величину, и поэтому объекты на этих орбитах принадлежат к первоочередным кандидатам на сведение. Использованная модель вращательного движения учитывает влияние гравитационного момента и момента, обусловленного генерацией вихревых токов теле объекта из-за движения в геомагнитном поле. Диссипация энергии при перемещении остатков топлива и относительных смещениях деформируемых элементов конструкции также принималась во внимание.

С помощью аналитических и численных методов удалось установить ряд закономерностей в движении крупногабаритных объектов на ССО. Как оказалось, эволюция вращательного движения ступеней достаточно быстро (за 5-10 лет) завершается режимом гравитационной ориентации. На промежуточной стадии эволюции вектор кинетического момента объектов сближается с плоскостью оскулирующей орбиты и совершает колебания относительно направления на южный полюс мира.

АЛГОРИТМ РАСЧЁТА ОЦЕНКИ ТОЧНОСТИ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ КА НА ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЁТА К ВЕНЕРЕ

А.С. Гаммал

gammal@yandex.ru

ФГУП МОКБ «Марс»

В классическом методе оценки неопределённости параметров движения КА, использующего ковариационную матрицу ошибок, предполагается, что ошибки состояния носят случайный характер и распределены по нормальному закону с нулевым средним. В этом случае множество всех возможных траекторий, порождаемых неопределённостью начальных координат, представляется номинальной траекторией и соответствующей ей ковариационной матрицей ошибок, зависящей от времени. При малых отклонениях вектора состояния от номинала такие предположения допустимы в линейном приближении. При больших начальных отклонениях и при длительных перелётах необходимо учитывать нелинейные эффекты. Кроме того, при использовании классического метода возникают трудности при оценке ошибок в случае траекторий, на которых осуществляются манёвры.

В докладе рассматривается применение метода Монте-Карло, позволяющего учесть описанные эффекты. Он сводится к покрытию начального множества неопределённости пробными точками и вычислению траекторий для каждой из них с учётом ошибок исполнения. При таком подходе, количество траекторий растёт геометрически при исполнении каждой следующей коррекции. Для уменьшения количества траекторий предлагается алгоритм на основе метода пространственной квантификации с учётом характеристик эллипсоида рассеивания траекторий. Их уменьшение производится перед каждым манёвром. Приводятся результаты работы алгоритма для проекта «Венера-Д».

ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ОРИЕНТАЦИИ КА, ОСНАЩЕННОГО ПАРУСОМ, ПОД ДЕЙСТВИЕМ ИНТЕНСИВНОГО ЛАЗЕРНОГО ЛУЧА

Е.П. Попова¹

popovaelp@mail.ru

М. Эфендиев², И. Габитов³

¹Научно-исследовательский институт ядерной физики МГУ

²Мюнхенский центр им. Гельмгольца

³Сколтех, Центр фотоники и квантовых материалов

Breakthrough Starshot – научно-исследовательский и инженерный проект, направленный на разработку межзвездных КА, оснащенных световым парусом. Предполагается, что такой тип КА совершит полет к звездной системе Альфа Центавра, удаленной на 4,37 световых лет от Земли, со скоростью примерно 15-20% от скорости света. Предполагается, что на КА будут установлены камеры для передачи снимков планет.

В этом проекте роботизированные КА имеют массу порядка грамма и состоят из двух основных частей: чипа StarChip и светового паруса. КА должен быть ускорен до скорости 60 000 км/сек в течение двух минут интенсивным лазерным лучом, действующим на парус. Возникает вопрос: какова должна быть форма паруса, чтобы КА в процессе ускорения не вышел из зоны действия луча.

В работе исследуется устойчивость ориентации КА при малых возмущениях в течение времени действия интенсивного лазерного луча с плоским и гауссовым профилем. Следуя материалам проекта Breakthrough Starshot, рассматривается КА с массой

1 г и радиусом паруса 200 см. Сила излучения, действующая на поверхность паруса, составляет $5 \cdot 10^7$ г см/сек². Отражение излучения от поверхности паруса зеркальное. В такой постановке задачи КА чувствителен к крутящим моментам и поперечным силам, которые влияют на ориентацию.

Движение КА под действием лазерного луча описывается с помощью уравнений Эйлера и второго закона Ньютона. Полученная система уравнений исследована на устойчивость аналитически в линейном приближении и численно, а также построены траектории движения КА. Показано, что КА с плоским парусом быстро выходит из зоны действия луча, не успев получить необходимое ускорение.

Ориентация паруса конической и сферической формы (часть сферы, с радиусом кривизны много большим чем радиус паруса) является стабильной, если расстояние от центра паруса до центра масс больше, чем радиус кривизны паруса.

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРБИТЫ КА ПО БОРТОВЫМ ОПТИЧЕСКИМ ИЗМЕРЕНИЯМ

П.В. Мжельский

paха1da@yandex.ru

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Один из способов решения задачи автономного определения параметров движения КА – это использование бортовых оптических измерений, что подтверждает положительный опыт применения оптической навигации на борту КА «Deer Space 1». Автономная оптическая навигация является резервным способом навигации в отечественных лунных миссиях.

Рассмотрены три типа оптических измерений: видимый диаметр планеты и направление на центр её видимого диска; угол между горизонтом планеты и звездой; угол между точкой на поверхности планеты и звездой.

Рассмотрены источники ошибок оптических измерений:

- засветка планетами, их спутниками, астероидами, кометами;
- отражение света от пыли и других частиц в поле зрения камеры;
- выхлопные газы двигательной установки КА;
- отходы работы системы вентиляции на пилотируемых КА;
- эффекты отражения от конструкции КА;
- аппаратная ошибка оптической системы.

Получена оценка точности определения параметров движения КА на перелётных к Луне и возвратных к Земле траекториях, а также на орбитах искусственного спутника Луны.

ФОРМИРОВАНИЕ АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ НАНОСПУТНИКОМ ДЛЯ СПАСЕНИЯ КОСМОНАВТА ПРИ АВАРИЙНОМ ОТЦЕПЛЕНИИ ОТ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

**А.С. Абдираман
Д.П. Аваряскин**

a_abdramanova@inbox.ru

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»

В настоящее время возрастает частота выходов космонавтов из МКС в открытый космос для осуществления внекорабельной деятельности. В связи с этим возникает задача о повышении уровня безопасности во время проведения таких работ, в частности, обеспечение спасения космонавта в случае его отцепления от МКС.

Для обеспечения дополнительной безопасности предлагается установить на борту МКС несколько наноспутников-спасателей с миниатюрными блоками маневрирования, связанных с бортом с помощью троса. В случае аварийного отцепления космонавта запускается наноспутник, который во время полёта корректирует движение для сближения с космонавтом.

В работе исследуется задача разработки алгоритма управления наноспутником-спасателем. На первом этапе разработки алгоритма принято, что трос является невесомым, а также пренебрегается его длиной. Алгоритм основан на известной линейаризованной модели относительного движения КА по круговой орбите, имеющей аналитическое решение, с учётом влияния атмосферы [1]. Выбор данной модели обосновывается тем, что движение рассматривается на интервале времени менее половины витка, что обеспечивает низкую погрешность по сравнению с полными моделями.

Также в работе выполняется выбор количества и места размещения наноспутников-спасателей для обеспечения максимальной безопасности внекорабельной деятельности космонавтов на примере существующей конфигурации международной космической станции.

1. Р.Ф. Аппазов, О.Г. Сытин, Методы проектирования траекторий носителей и спутников земли // Москва «Наука», 1987, с. 253-257.

ИССЛЕДОВАНИЕ СТАЦИОНАРНЫХ ДВИЖЕНИЙ СПУТНИКА-ГИРОСТАТА С ВЕКТОРОМ ГИРОСТАТИЧЕСКОГО МОМЕНТА В ГЛАВНОЙ ПЛОСКОСТИ ИНЕРЦИИ

В.А. Сарычев¹
С.А. Гутник²

vas31@rambler.ru
sergey.gutnik@gmail.com

¹Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

²Московский физико-технический институт

Исследована динамика спутника-гиростата, движущегося в центральном ньютоновом силовом поле по круговой орбите. Основное внимание уделено изучению положений равновесия для случаев, когда вектор гиростатического момента параллелен плоскости любых двух главных центральных осей инерции спутника.

Предложен метод определения всех положений равновесия (равновесных ориентаций) спутника-гиростата, основанный на использовании алгоритмов компьютерной алгебры. Проведено полное исследование положений равновесия спутника в орбитальной системе координат при заданных значениях главных центральных моментов инерции и вектора гиростатического момента и проанализированы условия их существования в зависимости от трех безразмерных параметров.

Символьно получены бифуркационные кривые в пространстве параметров задачи, которые задают границы областей с равным числом положений равновесия спутника и проведен анализ эволюции областей существования различного числа равновесий. Определены все типы плоских решений данной задачи. Показано, что число положений равновесия спутника-гиростата в случаях, когда вектор гиростатического момента параллелен плоскости любых двух главных центральных осей инерции спутника

уменьшается от 24 до 8 с шагом 4 при последовательном увеличении вектора гиросtatического момента.

СТАБИЛИЗАЦИЯ СПУТНИКА ПРИ ПОМОЩИ ДВУХ СПАРОК ГИРОДИНОВ

А.В. Гладун

aleksygladun@gmail.com

Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации
Б.П. Бугаева

Роторы, гиросины широко используются для стабилизации КА, однако, для достижения нужного влияния на управляемый объект имеют значительный размер и массу. Одним из перспективных направлений уменьшения массы гиросинов и повышения эффективности их использования является объединение двух гиросинов в спарку.

Рассмотрена механическая система, состоящая из спутника (носителя) и двух спарок гиросинов. Спутник – твердое тело, гиросин – двухстепенная гироскопическая система, состоящая из ротора и гироскамеры. Ротор закреплен внутри гироскамеры и вращается с постоянной угловой скоростью. Уравнения механической системы носитель – спарки гиросинов, полученные в работе [1], записаны для случая, когда ось вращения одной спарки гиросинов направлена по оси жестко связанной с носителем системы координат, а ось вращения второй не совпадает ни с одной из осей этой системы.

Задача стабилизации ориентации носителя решается в два этапа. Вначале вращение спутника останавливается, затем он ориентируется в заданном направлении. Для решения первого этапа поставленной задачи используется аппарат функций Ляпунова [2]. На втором этапе стабилизация ориентации носителя осуществляется по линейному приближению [3]. Приведены результаты численного моделирования применения построенных управлений.

1. Смирнов Е.Я., Павлинов В.Ю., Щербаков П.П., Юрков А.В. Управление движением механических систем. – Л.: Издательство ЛГУ, 1985. – 313 с.
2. Румянцев В.В., Озиранер А.С. Устойчивость и стабилизация движения по отношению к части переменных – М.: Наука, 1987. – 256с.
3. Гладун А.В. Управление и стабилизация вращательного движения спутника с помощью двух гиросинов. // Механика твердого тела. – 2013. Вып. 43. – С. 151–162.

ДИНАМИКА СОСТАВНОГО КА С ВНУТРЕННИМ ТЕЛОМ В ТРЕХОСНОМ КАРДАНОВОМ ПОДВЕСЕ

А.В. Алексеев, А.В. Дорошин

huntergalaxy@bk.ru

А.В. Ерёмченко, М.М. Крикунов, М.О. Недовесов

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»

В работе изучаются движения КА переменной конфигурации, связанной с наличием внутри базового тела–носителя дополнительного тела с переменными инерционными

ми характеристиками, закреплённого в кардановом подвесе. Внутреннее тело представляет собой полифункциональное измерительное оборудование.

Математическая модель строится на основе теорем об изменении кинетического момента и кинетической энергии системы с дальнейшим проведением численного анализа на её базе. При этом моделирование пространственного движения составного КА осуществляется без ограничений на величины углов относительного движения подвижного оборудования.

РЕЖИМЫ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ИСЗ С МАЛЫМ УРОВНЕМ МИКРОУСКОРЕНИЙ

А.И. Игнатов¹

В.В. Сазонов²

sazonov@keldysh.ru

¹Государственный космический научно производственный центр им. М.В. Хруничева

²Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Получены оценки квазистатических микроускорений на искусственном спутнике Земли, предназначенном для проведения космических экспериментов в области микрогравитации. Параметры спутника близки параметрам спутников «Бион М» и «Фотон М-4». Рассматриваются два режима вращательного движения спутника: трехосная гравитационная ориентация и трехосная солнечная ориентация. В режиме гравитационной ориентации продольная ось спутника направлена вдоль местной вертикали, солнечные батареи лежат в плоскости орбиты. Стабилизация этого режима осуществляется с помощью механического момента, создаваемого при взаимодействии трех токонесущих катушек с магнитным полем Земли. Управление вращательным движением спутника осуществляется за счет изменения токов в катушках. Рассмотрены законы управления, обеспечивающие гашение начальной угловой скорости спутника и малую амплитуду его колебаний относительно орбитальной системы координат. Реализация этих законов не требует проведения сложных измерений, достаточно иметь показания трехосного магнитометра и аппаратуру для их обработки. Энергопотребление при реализации этих законов не превышает нескольких ватт.

В режиме трехосной солнечной ориентации нормаль к плоскости солнечных батарей спутника неизменно направлена на Солнце, продольная ось лежит в плоскости орбиты, абсолютная угловая скорость спутника практически равна нулю. Режим стабилизируется с помощью трех токонесущих катушек, взаимодействующих с магнитным полем Земли и вращающегося маховика, создающего постоянный гироскопический момент вдоль продольной оси спутника (такой момент можно создать и с помощью системы двигателей маховиков). Требуемые законы управления могут быть реализованы той же аппаратурой, что и законы для режима гравитационной ориентации.

Расчет микроускорений, возникающих на борту спутника в рассматриваемых режимах, проводился посредством математического моделирования движения спутника относительно центра масс под действием гравитационного и восстанавливающего аэродинамического моментов, а также момента, создаваемого катушками. Показано, что применение на спутнике электромагнитной системы управления позволило бы обеспечить весьма малый уровень квазистатических микроускорений на его борту. Режим гравитационной ориентации обеспечивает к тому же малую область вариации вектора остаточного микроускорения.

Данная работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 14-01-00423).

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОЛНЕЧНОГО И МАГНИТНОГО МОМЕНТОВ ДЛЯ РАЗГРУЗКИ МАХОВИКОВ

Я.В. Маштаков
С.С. Ткачев

yarmashtakov@gmail.com

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Для управления угловым движением КА традиционно используются маховичные системы ориентации. В силу постоянно действующих на аппарат моментов, например момента сил солнечного излучения и гравитационного момента, маховики накапливают избыточный кинетический момент и в конце концов оказываются неспособны реализовать необходимое управляющее воздействие. Для разгрузки маховиков могут использоваться реактивные двигатели или магнитные катушки. В первом случае, для разгрузки затрачивается топливо, что может существенно сказаться на продолжительности активного времени существования КА или на объеме полезной нагрузки, установленной на нем. Использование же магнитных катушек для разгрузки требует наличия внешнего магнитного поля, что ограничивает область их применимости только достаточно низкими околоземными орбитами.

В работе рассматривается режим одноосной солнечной ориентации, когда нормаль к светочувствительной поверхности солнечных панелей направлено на Солнце для подзарядки аккумуляторов. При таком режиме ориентации остается еще степень свободы вращения вокруг вектора нормали, используя которую можно сократить скорость набора маховиками избыточного кинетического момента [1]. Помимо этого, величина токосъема при малых углах отклонения нормали к солнечным панелям от направления на Солнце меняется незначительно, что позволяет использовать момент сил солнечного излучения для разгрузки маховиков. Орбита аппарата полагается высокоэллиптической с достаточно низким перигеем, что позволяет, с одной стороны, на коротком отрезке орбиты использовать магнитные катушки для разгрузки маховиков, а с другой делает необходимым учет гравитационного момента, который в момент прохождения перигея может оказывать существенное влияние на набор маховиками избыточного кинетического момента.

Работа поддержана РФФИ (проекты № 16-01-00739 и № 16-01-00634)

1. А.И. Игнатов, В.В. Сазонов. Оценка остаточных микроускорений на борту ИСЗ в режиме одноосной солнечной ориентации // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2009. № 65. Р. 35.

ОБ ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ВРАЩЕНИЯ ИСЗ В РЕЖИМЕ ДВУХОСНОЙ ЗАКРУТКИ

А.Ю. Александров, А.Е. Лапшин
А.А. Тихонов

st016237@student.spbu.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

В работе рассматривается ИСЗ с электродинамической системой управления ориентацией [1]. Решаются задачи стабилизации некоторых программных вращений ИСЗ. Сначала рассматривается задача стабилизации такого движения ИСЗ, при котором ось его динамической симметрии стабилизируется по местной вертикали, а сам спутник совершает медленное вращение вокруг этой оси. Такой режим движения, называемый согласно [2] режимом двухосной закрутки, имеет важное прикладное значение.

Например, он используется для обеспечения более равномерного освещения ИСЗ солнечными лучами и снижения нежелательных эффектов, вызванных градиентом температуры ИСЗ. Затем рассматривается более сложная задача, в которой ось динамической симметрии ИСЗ отклонена от местной вертикали на некоторый угол. Применяемый метод стабилизации ИСЗ использует одновременно возможности магнитного момента и момента Лоренца [1]. На основе метода функции Ляпунова получены достаточные условия асимптотической устойчивости стабилизируемого программного движения при наличии возмущающего воздействия гравитационного момента. Эти условия позволяют обеспечить рациональный выбор коэффициентов параметрического управления в зависимости от параметров ИСЗ и его орбиты [3].

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты № 16-01-00587-а, № 16-08-00997-а и № 17-01-00672-а).

1. Антипов К.А., Тихонов А.А. Параметрическое управление в задаче о стабилизации космического аппарата в магнитном поле Земли // Автоматика и телемеханика, 2007, №8, С. 44–56.
2. Сазонов В.В. Чебуков С.Ю., Кузнецова Е.Ю. Двухосная закрутка спутника в плоскости орбиты // Космические исследования, 2000, Т. 38, №3, С. 296–306.
3. Александров А.Ю., Тихонов А.А. Электродинамическая стабилизация программного вращения ИСЗ в орбитальной системе координат // Вестн. С.-Петербург. ун-та. Сер.1, 2012, Вып. 2, С. 79–90.

О ПРЕЦЕССИИ САТУРНА ПОД ДЕЙСТВИЕМ ПРИТЯЖЕНИЯ СОЛНЦА, ЮПИТЕРА И СПУТНИКОВ ПЛАНЕТЫ

П.С. Красильников
Р.Н. Амелин

krasil06@rambler.ru

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Исследуется прецессия Сатурна под действием притяжения Солнца, Юпитера и спутников Сатурна. Сатурн рассматривается как осесимметричное твердое тело, близкое к динамически сферическому.

Получена осредненная функция Гамильтона задачи и интегралы эволюционных уравнений. С помощью метода малого параметра получены выражения для частоты прецессии и угла нутации оси вращения планеты, вызванные притяжением Юпитера (без учета притяжения спутников).

Планета со спутниками рассматривается как «единое целое», прецессирующее вокруг нормали к неподвижной плоскости орбиты Сатурна [1,2]. Влияние спутников на вращение Сатурна учитывается через поправки в формуле невозмущенной частоты прецессии. Показано, что спутники не влияют на угол нутации (в рамках принятой модели), что возмущения от Юпитера вносят основной вклад в эволюцию угла нутации. Описано влияние Юпитера на угол нутации и период прецессии с учетом притяжения спутников.

1. Ward W.R. Tidal friction and generalized Cassini's laws in the solar system. //The Astronomical Journal. 1975. V. 80. № 1. P. 64-70.
2. Ward W.R., Hamilton D.P. Tilting Saturn. I. Analytic model //The Astronomical Journal. 2004a. V. 128. № 5. P. 2501-2509.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТОЧНОСТИ АЛГОРИТМА АКТИВНОГО МАГНИТНОГО ДЕМПФИРОВАНИЯ

Д.С. Ролдугин
В.И. Пеньков

rolduginds@gmail.com

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

В работе рассматривается задача демпфирования угловой скорости спутника. Особенно остро проблема гашения скорости стоит на начальном этапе работы аппарата после отделения от носителя, когда стабилизация должна обеспечить зарядку аккумуляторов и/или связь с Землей. Исследуется работа алгоритма демпфирования в конце переходного этапа. Вопрос представляет интерес из-за особенности пространственного алгоритма активного магнитного демпфирования «-Bdot», согласно которому дипольный момент, реализуемый магнитной системой, противоположен производной вектора геомагнитной индукции. Получив информацию о повороте спутника по магнитному полю, система ориентации поворачивает его в обратную сторону, останавливая вращение. Следует ожидать, что спутник в результате применения этого алгоритма перейдет во вращение со скоростью, примерно равной удвоенной орбитальной. Для установившегося движения, когда угловая скорость вращения аппарата сопоставима с орбитальной, показано, что аппарат вращается вокруг оси максимального момента инерции. Доказана устойчивость такого вращения при движении в осредненном магнитном поле. Найдена скорость вращения и выражения для точности ориентации оси максимального момента инерции при движении в дипольном магнитном поле.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 16-01-00634).

ВОЗМУЩЕННЫЕ ДВИЖЕНИЯ ТВЕРДОГО ТЕЛА, БЛИЗКИЕ К СЛУЧАЮ ЛАГРАНЖА, ПОД ДЕЙСТВИЕМ НЕСТАЦИОНАРНОГО МОМЕНТА СИЛ

Л.Д. Акуленко¹
Я.С. Зинкевич², Т.А. Козаченко²
Д.Д. Лещенко²

kumak@ipmnet.ru
kushpil.ru@rambler.ru
leshchenko_d@ukr.net

¹Институт проблем механики РАН

²Одесская государственная академия строительства и архитектуры

Во многих случаях в качестве порождающего движения твердого тела, учитывающего основные моменты сил, действующих на тело, может рассматриваться движение в случае Лагранжа. Тело имеет неподвижную точку и находится в поле сил тяжести, причем центр масс тела и неподвижная точка лежат на оси его динамической симметрии. Восстанавливающий момент сил, аналогичный моменту сил тяжести, создается аэродинамическими силами, действующими на тело в потоке газа. Поэтому движения, близкие к случаю Лагранжа, исследовались в ряде работ по динамике летательных аппаратов, где учитывались восстанавливающий и различные возмущающие моменты.

В работе рассматриваются возмущенные вращательные движения твердого тела, близкие к случаю Лагранжа, под действием момента, медленно изменяющегося во времени. Ставится задача исследования поведения решения системы уравнений движения на достаточно большом промежутке времени. Уравнения возмущенного движения приводятся к виду, допускающему применение метода усреднения. Проведена процедура усреднения уравнений для медленных переменных по углу нутации.

В качестве примера развитой методики рассмотрена механическая модель возмущений, отвечающая движению тела в среде с линейной диссипацией. Усредненные системы уравнений движения для медленных переменных проинтегрированы численно при разных начальных условиях и параметрах задачи. Полная энергия тела и проекция вектора кинетического момента на вертикаль симметрии монотонно убывают. Под действием линейно-диссипативного момента твердое тело стремится к устойчивому нижнему положению равновесия. Проведен анализ полученных решений.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ МАКЕТОВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МАЛЫХ СПУТНИКОВ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ СТОЛЕ

Д.С. Иванов

danilivanovs@gmail.com

М.Д. Коптев, Н.Н. Прошунин, А.И. Федосеев, М.О. Шачков

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Для проведения полунатурных испытаний системы управления движением используются наземные стенды, позволяющие имитировать в усеченном виде орбитальное и угловое движение КА. В ИПМ им. М.В. Келдыша совместно с ОАО Спутникс создан стенд, представляющий собой аэродинамический стол, по которому на воздушной подушке движутся управляемые макеты системы управления с тремя степенями свободы Γ одной вращательной и двумя поступательными. Однако вследствие возмущений со стороны неровностей поверхности стола и аэродинамических сил в воздушном потоке свободное движение макетов не является поступательными прямолинейным. Возникает задача определения возмущений, действующих на аэродинамическом столе, и их учета при построении алгоритмов управления движением макетов.

Для оценки гравитационных возмущений, действующих на столе, используется карта неровностей поверхности, измеренная с точностью до 0.1 мм. Для построения модели воздушной подушки проводится исследование распределения расхода воздуха через отверстия по поверхности стола.

Методика измерений возмущений на аэродинамическом столе заключается в определении движения дисков, на которых устанавливается макет. Диски начинают движение из неподвижных положений на некоторой сетке и движутся вследствие действия на них возмущений. С помощью системы определения движения вычисляется оценка линейных и угловых ускорений для каждой точки, в которой находится диск. Система определения движения использует видеоизображение с веб-камеры, распознает метки, установленные на макетах, и вычисляет вектор состояния макетов. В работе экспериментально проверяется повторяемость величины возмущений для положения макетов и одновременно оценивается случайная их составляющая. С помощью карты неровностей стола из возмущений выделяются гравитационная и аэродинамическая составляющие.

Исследование поддержано Министерством образования и науки Российской Федерации (Соглашение № 14.607.21.0144, уникальный идентификатор ПНИЭР – RFMEFI60716X0144).

ДИСКРЕТНЫЕ ОРИЕНТАЦИИ КА

С.А. Берестова

s.a.berestova@urfu.ru

Н.П. Копытов, Е.А. Митюшов

Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б.Н. Ельцина

Эффективность маневра КА в космосе определяется затратами топлива и точностью выполнения маневра, при котором КА переходит из одного углового положения в другое. В случае ориентационного маневра эти положения определяются соответствующими значениями углов Эйлера или другими параметрами, задающими движение КА относительно его центра масс. С целью тестирования систем управления ориентацией за счет моментов со стороны двигателей ориентации или моментов, создаваемых гиросиловыми стабилизаторами, предлагается ввести в рассмотрение дискретную систему ориентаций КА «равномерно» заполняющую все ориентационное пространство.

Возможность процедуры построения системы дискретных ориентаций следует из того факта, что множество равномерно распределенных точек на поверхности трехмерной единичной гиперсферы в четырехмерном евклидовом пространстве дает множество значений параметров Родрига-Гамильтона, соответствующих множеству равновероятных вращений твердого тела. Это является отражением факта двулистного накрытия трехмерной гиперсферой группы $SO(3)$. Однолистное накрытие группы $SO(3)$ может быть осуществлено половиной гиперсферы, лежащей по одну сторону любой гиперплоскости, проходящей через начало координат.

Заменяя непрерывное распределение точек на трехмерной гиперсфере в четырехмерном евклидовом пространстве дискретным распределением конечного числа точек, можно получить дискретные значения параметров Родрига-Гамильтона, задающих дискретную систему ориентаций КА, «равномерно» заполняющую все ориентационное пространство.

Существование равномерного распределения конечного числа точек на трехмерной гиперсфере в четырехмерном евклидовом пространстве доказывается существованием шести правильных четырехмерных многогранников, вписанных в трехмерную гиперсферу единичного радиуса. Этими многогранниками являются: пятиячейник (5), тессеракт (16), шестнадцатиячейник (8), двадцатичетырехячейник (24), стодвадцатиячейник (600), шестисотячейник (120). Здесь в скобках указано число вершин.

ДИНАМИКА ПРОСТРАНСТВЕННОГО ДВИЖЕНИЯ КА ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ДИНАМИЧЕСКИХ РЕЖИМОВ СО СТРАННЫМИ АТТРАКТОРАМИ

Н.А. Елисов, С.А. Ишков

mr07th@gmail.com

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»

Аспекты регулярного и хаотического поведения систем являются одними из наиболее важных в нелинейной динамике.

Приложения динамических систем с хаотическим поведением и странными аттракторами также могут иметь место в ракетно-космической технике [1], например, хаотические свойства динамики могут использоваться для изменения пространственного положения КА [2].

В работе рассматривается возможность пространственной переориентации малых КА класса «Аист» на основе инициации динамического режима в окрестности странного хаотического аттрактора Ванг-Суна [3-5]. Осуществляется численное моделирование динамики КА в режиме с этим аттрактором.

1. A.V. Doroshin, Modeling of chaotic motion of gyrostats in resistant environment on the base of dynamical systems with strange attractors, Communications in nonlinear science and numerical simulation, vol. 16, pp. 3188-3202, 2011.
2. A.V. Doroshin, Initiations of chaotic motions as a method of spacecraft attitude control and reorientations, (2016) IAENG Transactions on Engineering Sciences: pp. 15-28.
3. С.П. Кузнецов. Динамический хаос – М.: Физматлит, 2006. – 356 с.
4. Ф. Мун. Хаотические колебания: Вводный курс для научных работников и инженеров: Пер. с англ. — М.: Мир, 1990. — 312 с.
5. P. Frederickson, J. L. Kaplan, E. D. Yorke, J. A. Yorke The Liapunov dimension of strange attractors, Journal of differential equations, vol. 49, pp. 185-207, 1983.

КОНСТРУКТИВНО-АНАЛИТИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ О ВЕКОВОЙ ЭВОЛЮЦИИ ПОЛЯРНЫХ СПУТНИКОВЫХ ОРБИТ

М.А. Вашковьяк

vashkov@keldysh.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Рассматривается задача о совместном влиянии сжатия центрального тела и притяжения удаленной возмущающей точки, движущейся по круговой орбите, на вековую эволюцию орбиты спутника пренебрежимо малой массы. Будучи в общем случае неинтегрируемой, данная двукратно-осредненная задача, тем не менее, имеет ряд интегрируемых случаев и частных решений. Их качественному исследованию посвящены, например, работы М.Л. Лидова, И. Козаи, С. Апхоффа, В. Куделки, В.И. Прохоренко. Однако, в силу сложности полученных квадратур, строгое аналитическое решение в этих интегрируемых случаях получить не удастся даже в известных специальных функциях.

Данная работа посвящена исследованию частного решения одного из интегрируемых случаев задачи, когда экваториальная плоскость центрального тела совпадает с плоскостью его орбитального движения относительно возмущающего тела, а сам спутник движется по полярной орбите. Наряду с более детальным качественным исследованием, предложен метод построения конструктивно-аналитического решения эволюционной системы двух дифференциальных уравнений, описывающих изменение эксцентриситета и аргумента перигентра спутниковой орбиты. Метод предусматривает аппроксимацию подынтегральной функции, допускающую решение в эллиптических функциях. Оценка методической точности получена путем сравнения с численным решением системы.

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИЙ СБЛИЖЕНИЯ КА С КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИЕЙ В ОКРЕСТНОСТИ ЛУННОЙ ГАЛО-ОРБИТЫ L2

Ю.П. Улыбышев

Yuri.Ulybyshev@rsce.ru

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева

Представлен новый численный метод оптимизации траекторий сближения КА с космической станцией на околулунной гало-орбите [1] в окрестности коллинеарной точки либрации L_2 системы Земля-Луна [2]. Используется итеративный алгоритм дифференциальной коррекции. Метод основан на высокоточной модели эфемерид Луны и Солнца с использованием в качестве оптимизационной процедуры метода множеств псевдоимпульсов [3,4], где траектория сближения разделяется на малые сегменты и для каждого вводятся независимые множества псевдоимпульсов. Частные производные краевых условий для всех псевдоимпульсов на всех сегментах рассчитываются численным методом вдоль опорных траекторий. Описаны примеры траекторий сближения с малой тягой продолжительностью 1-4 суток. Приводятся результаты по сходимости при решении краевых задач в точной постановке, которые показывают высокую точность начального приближения по линейным соотношениям (ошибки по координатам и скорости не превышают ~1% от прицельных значений). Все полученные оптимальные решения имеют по два маневра – в начале и в конце траектории. Это является некоторой аналогией с классической двухимпульсной задачей сближения, где первый импульс обеспечивает перелет в целевую точку, а второй в этой точке уравнивает скорости. Метод позволяет оценить потребную тяговооруженность для траекторий сближения с малой тягой и может использоваться в качестве математического инструмента при проектировании и/или анализе подобных миссий.

1. Ulybyshev Y., Long-Term Stationkeeping of Space Station in Lunar Halo Orbits // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 38, № 6, 2015, pp. 1063-1070.

2. Ulybyshev Y. Optimization of Low Thrust Rendezvous Trajectories in Vicinity of Lunar L2 Halo-orbit // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, Long Beach, CA, Sep. 13-16, 2016, AIAA-2016-5641. 14 pp.

3. Ulybyshev Y., Spacecraft Trajectory Optimization Based on Discrete Sets of Pseudo-impulses // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 32, No.4, 2009, pp.1209-1217.

4. Улыбышев Ю.П., Концепция множеств псевдоимпульсов для оптимизации траекторий космических аппаратов // Полет. 2008. № 2. С.52–60.

О ДИНАМИКЕ ТОЧКИ И НЕБЕСНЫХ ТЕЛ, ПРЕДСТАВЛЕННЫХ МАЛЫМ ЧИСЛОМ ШАРОВ, ПОД ДЕЙСТВИЕМ ВЗАИМНОГО ПРИТЯЖЕНИЯ

А.А. Буров

В.И. Никонов

jtm@gmail.com

nikon_v@list.ru

Вычислительный центр им. А.А. Дородницына ФИЦ ИУ РАН

При исследовании движения малых небесных тел с нерегулярным распределением масс (астероидов, комет) в ряде случаев употребляется их приближение с помощью конечного числа однородных шаров: двух шаров [1, 2], трёх шаров [3, 4].

В настоящей работе рамках указанных моделей изучаются существование и устойчивость точек либрации, особенности траекторий спутников таких небесных объектов. Динамика моделируемых объектов и гравитирующей материальной точки рассматривается как задача двух тел.

Так для трёх однородных шаров и материальной точки, изучено множество стационарных конфигураций, исследовано их ветвление и устойчивость, в частности, в зависимости от значений постоянной интеграла площадей. Изучены некоторые общие свойства кривых, на которых может располагаться материальная точка на стационарных конфигурациях.

Результаты проиллюстрированы на ряде модельных примеров, а также на примерах предложенных ранее треугольных моделей астероидов Эрос и Итокава.

1. Белецкий В.В., Родников А.В. Об устойчивости треугольных точек либрации в обобщенной ограниченной круговой задаче трех тел // Космические исследования, 2008, т. 46, № 1, с. 42–50.

2. Zeng X., Jiang F., Li J., Baoyin H. Study on the connection between the rotating mass dipole and natural elongated bodies // Astrophys. Space Sci., 2015, V. 356, N 1, pp. 29–42.

3. Scheeres D.J., Minimum energy configurations in the N-body problem and the celestial mechanics of granular systems. arxiv: 1111.4245v2 (2012).

4. Herrera-Sucarrat E., Palmer P., Roberts R., Modeling the gravitational potential of a nonspherical asteroid // Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2013, V. 36, N 3, pp. 790-798.

АНАЛИЗ ЭВОЛЮЦИИ ВЫСОКИХ КРУГОВЫХ ОРБИТ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЛУНЫ И ВЫБОР КОНФИГУРАЦИИ ЛУННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ

Е.С. Гордиенко¹

gordienko.evgenyy@gmail.com

В.В. Ивашкин², А.В. Симонов¹

¹ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

²Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

В докладе рассмотрены важные для построения лунной навигационной орбитальной системы вопросы устойчивости орбит искусственных спутников Луны (ИСЛ) и выбора конфигурации спутниковой системы (СС). Исследованы околокруговые орбиты ИСЛ в диапазонах больших полуосей от 4 до 9 тысяч км и наклонений от 45° до 135°. Анализ выполнен в четыре этапа.

На первом этапе изучено влияние различных комбинаций гравитационных возмущений (от Земли, Луны и Солнца) на эволюцию орбит ИСЛ. Показано, что рассматриваемые орбиты сильнее всего возмущаются полем Земли, менее – гармониками поля Луны, его нецентральной. Слабее оказалось влияние гравитационного поля Солнца на эволюцию параметров орбит ИСЛ.

На втором этапе выполнен поиск области устойчивости, общей для множества рассмотренных начальных дат полета ИСЛ. Для решения этой задачи предложена методика анализа эволюции орбит ИСЛ и времени их функционирования для навигации и связи на поверхности Луны, разработаны алгоритм и программно-вычислительный комплекс.

На третьем этапе рассмотрена задача построения системы спутников вокруг Луны. В качестве базового варианта был выбран вариант системы типа околоземной, включающий определённое число орбитальных плоскостей и спутников в каждой плоскости и отвечающий следующим критериям качества системы:

– устойчивость орбит во времени, которая определяется как стабильность высоты полёта КА;

–одновременная видимость как минимум трёх или четырёх КА.

Рассмотрены возможные варианты структуры СС.
На четвёртом этапе выполнен анализ устойчивости орбитальных группировок.

ОПТИМИЗАЦИЯ АПСИДАЛЬНОГО ИМПУЛЬСНОГО ПЕРЕЛЕТА КА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ СО СБРОСОМ СТУПЕНЕЙ В АТМОСФЕРУ

**И.С. Григорьев
А.И. Проскураков**

**iliagri@mail.ru
ap_91@mail.ru**

МГУ им. М.В. Ломоносова, механико-математический факультет

Очистка околоземного пространства от космического мусора является одной из актуальных проблем современности. В работе рассматривается задача сокращения замусоренности космоса за счет сброса при выведении КА отработанных ступеней в атмосферу.

Перелет КА начинается на низкой круговой орбите искусственного спутника Земли и завершается на геостационарной орбите. Перелет рассматривается в импульсной постановке. Предполагается, что все импульсные воздействия осуществляются в апсидальных точках переходных орбит. Расход массы на маневр связан с величиной импульсного воздействия формулой Циолковского. Разгонный блок КА состоит из двух ступеней, масса двигателей и структурных конструкций в постановке задачи не учитывается. Сухая масса ступеней считается пропорциональной массе находящегося в них топлива. После отделения ступеней они переводятся на эллиптические траектории, перигеи которых находятся на условной границе атмосферы Земли. Максимизируется полезная масса, то есть масса спутника, выведенного на геостационарную орбиту.

Задача решается численно. Строятся траектории, соответствующие двухимпульсным (гомановским) и трехимпульсным (биэллиптическим) перелетам. Проводится параметрический анализ полученных решений в зависимости от распределения топлива по бакам и проверка достаточных условий локальной оптимальности. Требуемые производные вычисляются при помощи специально разработанной технологии численно-аналитического дифференцирования.

Оказалось, что при разделении первого разгонного импульса на два и для гомановского и для биэллиптического перелета результирующие импульсы сонаправлены. При разделении других импульсов — условие сонаправленности на оптимальной траектории не выполняется, но угол между векторами импульсов мал (величина этого угла зависит от распределения топлива по бакам).

АНАЛИЗ СБЛИЖЕНИЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С ОБЪЕКТАМИ НАБЛЮДАЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ПРОЦЕССЕ ВЫВЕДЕНИЯ НА ОКОЛОЗЕМНЫЕ ОРБИТЫ С НИЗКИМ НАКЛОНЕНИЕМ

А.В. Голубек

juffn79@ya.ru

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

Доклад посвящён анализу результатов имитационного моделирования полёта ракеты-носителя и группировки наблюдаемых объектов космического мусора в процессе

выведения спутников на круговые околоземные орбиты высотой от 500 до 2100 км и наклоном от 0 до 45 град.

Получены распределения относительного расстояния, относительной скорости, угла встречи, а также момента встречи опасных сближений ракеты-носителя с космическими объектами. Следует отметить, что большинство опасных сближений наблюдается на относительных скоростях более 8 км/с с углами встречи более 90 град. Показано, что параметры распределений функционально зависят от наклона целевой орбиты ракеты-носителя, кроме того, относительная скорость и угол встречи для экваториальных целевых орбит функционально зависят от наклона орбиты космического объекта.

Исследованы зависимости средней концентрации опасных сближений, а также вероятности сближения ракеты-носителя с объектами космического мусора на критические расстояния от высоты полёта и наклона целевой орбиты. Показано, что сближение на расстояние менее 100 м наблюдается в среднем раз на 155 тысяч запусков.

ВОЗМОЖНОСТЬ АВТОНОМНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ КА В ДАЛЬНОМ КОСМОСЕ ПО СИГНАЛАМ РЕНТГЕНОВСКИХ ПУЛЬСАРОВ

А.А. Лутовинов¹
С.В. Мольков¹
А.В. Погодин²
А.Г. Тучин³

aal@iki.rssi.ru
molkov@iki.rssi.ru
tror1@yandex.ru
tag@kiam1.rssi.ru

¹Институт космических исследований РАН

²ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

³Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Исследование дальнего космоса требует создания КА с высокой степенью автономности. Это диктуется требованиями к управлению им в условиях большой длительности распространения сигнала между ним и наземными станциями.

Автономность решения навигационной задачи на борту околоземных КА достигается с помощью использования систем спутниковой навигации ГЛОНАСС и GPS. Аналогом навигационных спутников для КА дальнего космоса могут служить быстровращающиеся нейтронные звёзды, задающие в своём сигнале стабильную временную шкалу. Идея использования таких астрофизических объектов для решения задач автономной межпланетной навигации была высказана в 70 – 80-е годы прошлого столетия.

Наблюдения пульсаров имеют многолетнюю историю. Каждый пульсар периодически излучает сигнал, профиль которого уникален. Тем самым обеспечивается однозначная идентификация источника. Навигационным параметром может служить сдвиг времени прихода сигнала на КА относительно реперного значения. Реперное значение времени прихода сигнала известно в барицентре Солнечной системы. Рассчитывается время прихода сигнала, зафиксированного на борту КА, в барицентре Солнечной системы. Это время зависит от вектора состояния КА и принимается в качестве измеренного навигационного параметра. Далее по серии измерений от разных пульсаров с помощью метода наименьших квадратов определяются параметры движения КА.

В докладе на примере сигнала источника в Крабовидной туманности продемонстрирована возможность уточнения параметров движения КА.

ОБ ОПАСНЫХ ТРАЕКТОРИЯХ АСТЕРОИДА 2015 RN35

Л.Л. Соколов

lsok@astro.spbu.ru

Н.А. Петров, А.А. Васильев

Санкт-Петербургский государственный университет

Исследуются возможные соударения с Землей открытого 9 сентября 2015 года АСЗ 2015 RN35. Для нахождения соответствующих траекторий использовался метод, применявшийся нами ранее для астероида Апофис. Анализируются возможные соударения в зависимости от точности орбиты 2015 RN35. Приводятся характеристики траекторий для 21 соударения в текущем столетии, из них 7 соударений с большими щелями приведены в [1]. Рассматриваются также сближения с Землей этого астероида и возможности изменения его орбиты в разные моменты времени для предотвращения соударений с Землей. На примере астероида Апофис показано, что заблаговременное изменение орбиты позволяет избежать множества соударений, связанных с резонансными возвратами, причем такое изменение орбиты в принципе реализуемо.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты № 14-02-00804-а и № 15-02-04340) и Санкт-Петербургского государственного университета (проект №6.37.341.2015).

1. neo.jpl.nasa.gov/risk/

ЭКСЦЕНТРИЧЕСКИЙ ЭФФЕКТ КОЗАИ-ЛИДОВА КАК РЕЗОНАНСНОЕ ЯВЛЕНИЕ

В.В. Сидоренко

sidorenk@keldysh.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Изучая эволюцию слабозмущенного кеплеровского движения в рамках ограниченной задачи трех тел, М.Л. Лидов (1961) и Й. Козаи (1962) независимо обнаружили взаимосвязанные колебания эксцентриситета и наклона (КЛ-циклы). Двукратно осреднив приближенное выражение для возмущающей функции, Лидов и Козаи получили интегрируемую модель вековой эволюции. Использованное Лидовым и Козаи приближенное выражение соответствует квадратуральному (первому нетривиальному) члену разложения возмущающей функции в ряд по степеням отношения большой полуоси оскулирующей орбиты возмущаемого тел к большой полуоси возмущающего тела. Предполагается, что это отношение достаточно мало.

Если приближенное выражение для возмущающей функции дополнить следующим (октупольным) членом разложения, то подобная модификация позволяет выявить модуляции циклов Козаи-Лидова, заключающиеся в долгопериодическом изменении максимальных и минимальных значений эксцентриситета и наклона в этих циклах [1-3]. Но особенно примечательной представляется обнаруженная в [2,3] возможность перескоков (флипов) возмущаемого тела между прямым и обратным движением. Так как флипы наблюдаются только тогда, когда эксцентриситет орбиты возмущающего тела отличен от нуля, данное явление получило название «эксцентриситетского эффекта Козаи-Лидова» [3].

Цель доклада – показать, что эксцентриситетский эффект Козаи-Лидова можно рассматривать как резонансное явление. Для этого в интегрируемой модели Козаи-Лидова вводятся переменные «действие-угол», упрощающие осреднение октупольной

составляющей возмущающей функции по КЛ-циклам и интерпретацию полученных результатов.

1. Ford, E.B., Kozinsky, B., Rasio, F.A. Secular evolution of hierarchical triple star systems, *Astrophys. J.*, 535, 385-401 (2000)

2. Katz, B., Dong, S., Malhotra, R. Long-term cycling of Kozai-Lidov cycles: extreme eccentricities and inclinations excited by a distant eccentric perturber. *Physical Review Letters*, 107, 181101 (2011)

3. Lithwick, Y., Naoz, S. The eccentric Kozai mechanism for a test particle. *Astroph. J.*, 742, 94 (2011)

О ДВИЖЕНИИ КА, СОЕДИНЕННОГО ДВУМЯ ТРОСАМИ С ПОВЕРХНОСТЬЮ ПРЕЦЕССИРУЮЩЕГО АСТЕРОИДА

А.В. Родников

springer@inbox.ru

МГТУ им. Н.Э.Баумана

Изучается движение КА, соединенного двумя тросами с прецессирующим астероидом, моделируемым динамически симметричным твердым телом. Рассматривается ситуация, когда концы тросов закреплены в полюсах астероида, то есть в точках пересечения его поверхности с осью динамической симметрии.

Отмечается, что если гравитационный потенциал астероида оказывается инвариантным относительно поворотов вокруг оси динамической симметрии, а тросы могут рассматриваться как идеальные неудерживающие связи, то задача описания движения КА оказывается интегрируемой в случае связного движения (то есть когда оба троса натянуты).

Устанавливается, что фазовые портреты уравнений связного движения, в зависимости от величин углов треугольника, образуемого полюсами и КА и положения полюсов относительно центра масс астероида, могут качественно совпадать с фазовым портретом математического маятника или же отличаться от него наличием дополнительных сепаратрисных движений, охватывающих устойчивые положения относительного равновесия и разделяющих колебательные движения различных типов.

Фазовые портреты дополняются областями схода со связи, в которых невозможно движение с натянутыми тросами. Исследуется эволюция этих областей при изменении геометрических параметров задачи, а также величины и направления гравитационной силы, действующей на КА со стороны астероида. Формулируются некоторые критерии, выполнение которых гарантирует отсутствие сходов со связи.

Работа опирается на подходы из [1] и развивает результаты из [2].

1. Белецкий В.В. Обобщенная ограниченная круговая задача трех тел как модель динамики двойных астероидов. // *Космические исследования*, 2007, т.45, № 6, с. 435-442.

2. Родников А.В. О движении материальной точки вдоль леера, закрепленного на прецессирующем твердом теле. // *Нелинейная динамика*, 2011, т.7. № 2. с. 295–311.

ПОСТРОЕНИЕ УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ПОДДЕРЖАНИЯ ТЕТРАЭДРАЛЬНОЙ КОНФИГУРАЦИИ СПУТНИКОВ

С.А. Шестаков
М.Д. Коптев

shestakov.sa@gmail.com

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Рассматривается задача поддержания заданной конфигурации из четырёх спутников в групповом полёте. В процессе движения относительное расстояние между спутниками, а вместе с ними форма и размер тетраэдра, формируемого четвёркой, изменяются. Подобная эволюция тетраэдра может мешать реализации миссии, поэтому при ее планировании естественным образом разбивается на несколько этапов.

На первом этапе решается оптимизационная задача выбора параметров выведения группировки в окрестности опорной высокоэллиптической орбиты, чтобы при пассивном движении как можно дольше сохранялась требуемая геометрическая конфигурация четвёрки аппаратов. Качество геометрии формации характеризуется особым образом заданным функционалом. При моделировании орбитального движения всех спутников из внешних возмущений учитываются вторая зональная гармоника геопотенциала и гравитационные возмущения от Луны и Солнца.

Далее рассматриваются различные схемы применения линейно-квадратичного закона управления для одного из аппаратов. Проведен сравнительный анализ полученных величин управляющих воздействий и возможностей современных двигателей для малых аппаратов. Из всех стратегий выбрана наилучшая схема управления, позволяющая заметно продлить срок существования миссии с сохранением аппарата требуемого относительного положения в пространстве.

Построение алгоритма управления спутником включает в качестве подзадачи задачу ориентации, поскольку для активного управления орбитальным движением спутника необходимо обеспечить требуемое направление вектора тяги. Наиболее простым решением и естественным выбором для небольших спутников служит пассивная магнитная одноосная система ориентации. В связи с этим на направление вектора тяги накладывается ограничение: оно совпадает с направлением вектора местной напряжённости магнитного поля Земли. В работе предлагается метод построения одноосного управления, поддерживающего требуемую тетраэдральную конфигурацию в нелинейной модели, учитывающей влияние второй гармоники гравитационного потенциала Земли.

Работа поддержана РФФИ (проект № 16-01-00739)

КОРРЕКТИРОВКА ТРАЕКТОРИИ КА ПУТЕМ ВЫБРОСА РЕАКТИВНОЙ МАССЫ С ПОМОЩЬЮ ЦЕНТРОБЕЖНОЙ СИЛЫ

Ю.С. Барышников

iulianbaryshnikov@ya.ru

НИИЭФА им. Д.В. Ефремова

Коррекция траектории КА в основном производится электрическими ракетными двигателями (ЭРД). Основными недостатками ЭРД представляется малая энергоэффективность, медленное осуществление коррекции траектории и проблема затруднение работы измерительных оптических систем КА из-за действия высокотемпературной реактивной струи.

Секция 5

В работе описывается способ, предполагающий использование тросовой системы для коррекции траектории КА путем выброса реактивной массы с помощью центробежной силы. По проведённому расчету такой способ энергетически более эффективен, имеет большую тягу, чем ЭРД, сравним по удельному импульсу с некоторыми ЭРД и не влияет на работу оптических систем КА в силу отсутствия высокотемпературной реактивной струи.

МЕМОРИАЛЬНОЕ ЗАСЕДАНИЕ, ПОСВЯЩЕННОЕ 85-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ В.А. ЕГОРОВА. МОИ ВОСПОМИНАНИЯ О В.А. ЕГОРОВЕ

В.А. Сарычев

vas31@rambler.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Доклад посвящен воспоминаниям о Всеволоде Александровиче Егорове - нашем добром товарище, замечательном исследователе и педагоге, оставившем выдающийся вклад в теоретическую механику, прикладную небесную механику и управление движением. Основное внимание в докладе уделяется следующим вопросам.

- О семье В.А. Егорова.
- Учеба в школе.
- Учеба на механико-математическом факультете МГУ им. М.В. Ломоносова.
- Семинар по механике тел переменной массы и ракетодинамике, руководимом А.А. Космодемьянским, и его участники.
- Наша жизнь в общежитии МГУ на Стромынке.
- Королёвская спецгруппа на механико-математическом факультете. Наши курсовые работы в ЦНИИ МАШ (НИИ - 88).
- Работа по совместительству в отделе механики МИ АН СССР им. В.А. Стеклова. Семинар по механике М.В. Келдыша.
- Аспирантура механико-математического факультета МГУ.
- Встреча с Николаем Дмитриевичем Моисеевым (Астросовет ГАИШ).
- Создание Отделения прикладной математики МИ АН СССР им. В.А. Стеклова.
- Межконтинентальные крылатые ракеты «Буря» (ОКБ 301, С.А. Лавочкин), «Буран» (ОКБ 23, В.М. Мясищев). Исследовательская группа (Д.Е. Охоцимский, Т.М. Энеев, В.А. Егоров, В.А. Сарычев) в НИИ - 1.
- Первое совещание у М.В. Келдыша по космическим проблемам. О запуске искусственного спутника Земли, полетах к Луне и планетам солнечной системы.
- История с космонавтами: А.К. Платонов, В.А. Егоров, В.А. Сарычев, В.Г. Ершов.
- Классические исследования В.А. Егорова полетов КА к Луне. Работа на СЦМ. Ленинская премия в 1960 г. Публикация двух монографий по динамике полета к Луне.
- Задачи управления в глобальной динамической модели Форрестера. Публикация монографии. Интерес к проблемам экономики. Позиция М.В. Келдыша.
- Изучение возможностей машинной обработки флюорограмм грудной клетки. Участие И.М. Гельфанда в создании исследовательской группы в Московском научно-исследовательском онкологическом институте им. П.А. Герцена.
- Работа по совместительству на механико-математическом факультете МГУ. Чтение спецкурса «Динамика космического полета», руководство научно-исследовательским семинаром по космической тематике и семинаром по био-медицинской кибернетике.

КОСМИЧЕСКИЙ СОКОЛ ИЗ ИНСТИТУТА КЕЛДЫША

А.К. Платонов

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

12 Декабря 2015 г. исполнилось бы 85 лет первому аспиранту М.В. Келдыша и будущему профессору МГУ, - не только одному из мастеров советской космонавтики и пионеру отечественных работ по баллистике первых полётов к Луне, автору замечательного способа последнего полета за грунтом Луны, но и активному искателю способов преодоления проблем Римского клуба, создателю уникальных компьютерных методов медицинской диагностики и ряда других значимых пионерских работ. Многие из читателей этих строк сразу понимают, что речь идёт о несостоявшемся юбилее лауреата Ленинской премии Всеволода Александровича Егорова. Частица бы здесь поставлена не случайно: этот человек был зверски убит летом 2001 г. во время отдыха в г. Сочи, причем до настоящего времени это преступление так и осталось нераскрытым сочинской милицией.



12.12.1930 – 06.09.2001

В.А. Егоров с мечтой о самом лучшем высшем образовании после окончания школы в горах Кавказа приехал в 1948 г. в Москву и поступил в МГУ. Интересно вспомнить, что мы, студенты МАИ того времени уже тогда впервые услышали (правда, - под очень большим секретом) это имя - «Егоров». Более точно, - будучи энтузиастами и членами «Кружка Межпланетных полетов» в студенческом научном обществе «АНТОС» в МАИ, мы с радостью узнали, что подобный кружок тоже существует и в МГУ, и что там есть некий «железный человек» - Егоров.

Тут нельзя не отметить весьма большую эффективность внеучебных способов получения дополнительно желаемого образования с помощью семинаров и кружков. Если из кружка в МАИ вышли знаменитые позже ракетчики, – сподвижники С.П. Королёва и Б.В. Раушенбаха – Г.А. Иванов, Д.А. Князев, А.А. Ржанов, В.А. Пономарёва и ряд других сотрудников ОКБ-1, то в Семинаре МГУ по механике тела переменной массы А.А. Космодемьянского и в сопутствующем ему кружке энтузиастов межпланетных полетов активно работали и будущие академики Д.Е. Охоцимский и Т.М. Энеев, и член-корреспондент В.В. Белецкий, и В.А. Сарычев и герой этого рассказа – Егоров.

После окончания университета В.А. Егоров стал аспирантом М.В. Келдыша. Какую тему кандидатского исследования предполагал Мстислав Всеволодович выполнить руками и головой молодого Севы Егорова осталось неизвестным, поскольку известно, что Егоров сам сразу же попросил у Келдыша позволения заняться исследованием

возможных способов полёта к Луне. И, по его словам, «Келдыш немного подумал и согласился». Заметим, что о полетах к Луне тогда еще никто не думал.

В.А. Егоров всю жизнь мечтал полететь в космос и тщательно к этому готовился. Он был единственным из сотрудников Академии наук, стремящихся попасть в отряд космонавтов, который, не только прошел все перипетии медицинских комиссий, но и более того, – он успешно кончил курсы лётчиков в ДОСААФ и получил права пилота.

Когда молодой Сева Егоров оказался в организованном в те годы М.В. Келдышем ОПМ МИ им. Стеклова АН СССР, то именно он первым среди нас, работавших тогда в интересах создания крылатых ракет «Буря» и «Бурана», активно занялся теоретическими исследованиями возможных траекторий полёта к Луне с возвращением к Земле. Это было очень непростое дело, - требовалось не только, опираясь на знания небесной механики, выполнить аналитические исследования возможных лунных траекторий, но и получить численные характеристики реализации таких траекторий.

Работы В.А. Егорова по теории полетов к Луне хорошо известны. Но не всем известно, что весьма неожиданно для окружающих он, «оставив теорию», решил узнать, а можно ли просто (о технике коррекции траекторий полёта тогда ещё речь не шла) долететь до Луны, не промахнувшись? И он стал осваивать одну из первых цифровых ЭВМ, чтобы попытаться получить численную оценку возможных погрешностей попадания в диск Луны создаваемой в то время ракетой Р-7. Для этого нужно было не только запрограммировать интегрирование уравнений ракетного движения, но и суметь «засунуть» в малую память ЭВМ элементы геоцентрической теории движения Луны.

Тем не менее, инициативному и настойчивому по характеру В.А. Егорову удалось удивительно вовремя получить крайне нужный и полезный результат, сыгравший, как известно, очень важную роль в истории военного противостояния СССР и США. А именно, - он рассчитал и построил на Луне его знаменитый охватывающий Луну, по выражению М.В. Келдыша, «паук» траекторных отклонений на Луне, охватывающий ее своими «лапками» всех ожидаемых промахов от ошибок регулирования направления и скорости системой управления ракеты Р-7 вместе с ошибками углов прицеливания по азимуту и моментов запуска ракеты (не более 10 угловых секунд и 3 секунд соответственно).

Этот «Егоровский паук» ясно и убедительно показал, что предполагаемая точность системы управления ракеты настолько высока, что она дает возможность попадания в Луну. И поскольку это была хорошая возможность продемонстрировать уровень точности советских баллистических ракет, то по предложению М.В. Келдыша в ОКБ-1 С.П. Королёва началась работа по подготовке полёта к Луне для реализации этой демонстрации. И важно отметить, что, хотя это удалось не сразу, но именно эти первые неудачные попытки позволили отработать как систему подачи топлива в двигатель ракеты Р-7, так и средства управления ее уже трехступенчатым разгоном.

В процессе этой работы Всеволод Егоров попутно получил ещё один результат, очень полезный для бурно развивающейся в то время отечественной вычислительной математики. Им был предложен необходимый для обеспечения вычислительной точности баллистических расчетов совершенно новый для того времени эффективно вычислимый критерий допустимой погрешности интегрирования – знаменитый среди баллистиков «Егоровский контрольный член». Этот простой способ управления точностью интегрирования стал стандартом и доказал свою эффективность опытом долгих лет его успешного использования для проектных и оперативных расчётов на всех постепенно появляющихся ЭВМ в ИПМ («БЭСМ», «Стрела», «М-20», «БЭСМ-4» и «БЭСМ-6»).

А много позже, будучи уже профессором МГУ и крупным специалистом в области решения самых разнообразных задач оптимального управления (малая тяга, экономика и медицина), В.А. Егоров совершенно неожиданно подумал о проверке возможности использования притяжения Земли для возврата на территорию СССР с по-

верхности Луны – без коррекции траектории такого полета. Именно эта инициатива прикидочных расчетов Егорова породила известное крупное направление работ в СССР по реализации отечественной космонавтикой автоматической добычи лунного грунта.

Из сказанного здесь хорошо видно насколько непоправимой утратой для отечественной баллистики стала безвременная трагическая гибель В.А. Егорова.

В докладе будет на примерах рассказано о человеческих особенностях личности и характера В.А. Егорова – его неповторимом рационализме, удивительной четкости суждений, глубокой математической грамотности и особенной несгибаемости его поведения в трудных жизненных обстоятельствах.

Все, кто имел счастье его знать и общаться с ним хранят добрую память и большое уважение к этому удивительному человеку.

О ВСЕВОЛОДЕ АЛЕКСАНДРОВИЧЕ ЕГОРОВЕ – УЧЕНОМ И ЧЕЛОВЕКЕ

В.В. Ивашкин

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Недавно, 12 декабря 2015 г., исполнилось 85 лет со дня рождения В.А. Егорова, одного из крупнейших отечественных и мировых ученых в космонавтике, механике космического полета и небесной механике. Эта дата была отмечена в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша, где Всеволод Александрович работал практически всю свою творческую жизнь – с окончания МГУ им. М.В. Ломоносова и основания Института в 1953 г. до своей трагической кончины в 2001 г. Затем она была отмечена в Калуге на Чтениях К.Э. Циолковского, в сентябре 2016 г. Сейчас мы, коллеги и ученики В.А. Егорова, отмечаем эту дату, даем анализ его жизни и творчества на настоящих январских «Королевских» Чтениях по космонавтике.

Отмечая эту дату, мы в первую очередь признаем важность его творчества. Невозможно переоценить вклад В.А. Егорова в достижения космонавтики. Он практически заложил основы теории лунных космических траекторий [1–4]. Важность его пионерских работ в этой области признана мировой наукой – как у нас в стране, так и за рубежом. Его глубокий и многогранный анализ динамики полета КА к Луне в значительной степени способствовал тому, что быстро после начала космической эры наша страна, СССР, стала признанным пионером и лидером лунных космических исследований, осуществив полеты КА Луна-1 (2 января 1959 г.), Луна-2 (12 сентября 1959 г.), Луна-3 (4 октября 1959 г.) и др. [4-5]. Признанием исключительной важности работ В.А. Егорова явилось присуждение ему высокого звания Лауреата Ленинской премии. И в последующие годы В.А. Егоров продолжал энергично, эффективно работать в разных научных направлениях [6–8], а также в практической космонавтике, пытаясь, в частности, осуществить свою мечту – стать космонавтом. Его работы и достижения были и остаются основой решения ряда современных научных проблем и продолжают развиваться учеными.

Большой вклад внес В.А. Егоров в благородное, важное и трудное дело подготовки молодых специалистов по космонавтике. Он преподавал на кафедре теоретической механики в «родном» МГУ им. М.В. Ломоносова, много лет вел знаменитый семинар по механике космического полета. Большое внимание уделял работе с аспирантами. Яркий след оставил В.А. Егоров как неординарная личность, вызывая глубокое уважение коллег своей доброжелательностью, искренностью, прямоотой и честностью, своим оптимизмом. Он не уходил в сторону, когда кому-то надо было помочь в трудном положении.

Уже свыше 15 лет минуло с тех пор, как Всеволод Александрович покинул нас. Но все теплее, все с большей благодарностью и с большим уважением мы, его коллеги и ученики, вспоминаем его как человека и отдаем дань признательности и восхищения его трудами и достижениями.

1. Егоров В.А. О некоторых задачах динамики полета к Луне. – Успехи физических наук. 1957. Т. 63, вып. 1а. С. 73–117.

2. Егоров В.А. Пространственная задача достижения Луны. – М.: Наука. 1965. 224 с.

3. Егоров В.А., Гусев Л.И. Динамика перелетов между Землей и Луной. – М.: Наука. 1980. 544 с.

4. Ивашкин В.В. Лунные траектории космических аппаратов: пионерские работы в Институте прикладной математики и их развитие // В сборнике «Прикладная небесная механика и управление движением». М.: ИПМ им. М.В.Келдыша. 2010. – С. 73–106. <http://keldysh.ru/memory/okhotsimsky/ivashkin.pdf>

5. Космонавтика. Энциклопедия. Гл. ред. В.П. Глушко. М.: Советская энциклопедия. 1985. 528 с.

6. T.M. Eneev, V.V. Ivashkin, V.A. Sharov, Yu.V. Bagdasaryan. Space autonomous navigation system of Soviet project for manned fly by Moon. // Acta Astronautica 2010. V. 66. P. 341-347/<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576509003592>.

7. Егоров В.А, Каллистов Ю.Н., Митрофанов В.Б., Пионтковский А.А. Математические методы глобального развития. Гидрометеиздат, Ленинград. 1980.

8. Егоров В.А, Хаджиев М.А. Алгоритмическое описание флюорограммы органов грудной клетки // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша АН СССР. 1981, № 34. 24 с.

ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЕТА К ЛУНЕ: ИСТОРИЯ, МЕТОДЫ, ФАКТЫ

М.Г. Ширококов

shmaxg@gmail.com

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Доклад посвящен сравнению классических и современных методов проектирования траекторий перелета к Луне с околоземных орбит. Рассматриваются как традиционные варианты перелета с большой тягой, так и средне- и низкоэнергетические перелеты с использованием возмущений от Солнца. Рассмотрены и варианты перелета к Луне с малой тягой. Описан богатый инструментарий теории динамических систем: инвариантные устойчивые и неустойчивые многообразия, связанные с периодическими орбитами вокруг лунных точек либрации, резонансные орбиты и резонансные сближения с Луной, граница слабой устойчивости, море хаоса и др. Обширная литература, касающаяся разработки и исследования рассматриваемых методов, позволяет сравнить методы как с точки зрения получаемых характеристик перелета (время полета, затраты топлива), так и с точки зрения сложности реализации метода и работы с ним.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 14-11-00621).

РАБОТЫ В.А. ЕГОРОВА ПО ПОЛЕТАМ С МАЛОЙ ТЯГОЙ

Р.З. Ахметшин

Г.Б. Ефимов

efimov@keldysh.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша

Интерес к изучению траекторий полетов КА с электроракетными двигателями “малой тягой” (МТ) возник в начале 1960 годов – из-за их экономичности и высокой скорости истечения реактивной струи. В.А. Егоров был одним из пионеров этих расчетов, и, при большом прогрессе в них, ряд его результатов сохраняют интерес и сейчас. В его первых работах вместе с В.В. Белецким в середине 60-х годов, были получены аналитические решения для двух основных типов полета: разгона по спирали ухода от Земли и перелетов от Земли к планетам ([1], очерки 7 и 10).

В 80-х годах возник интерес к полетам с МТ к кометам и астероидам, включая доставку образцов вещества с них к Земле. В ИПМ под началом Егорова был выполнен большой цикл расчетов траекторий полетов с МТ к ним [2,3]. Использовалась возможность разделения траекторной и весовой задач: трудоемкий расчет траектории проводится независимо от весов КА и энергоустановки (постоянной мощности), а величины весовые получаются досчетом. Этот эффект сохраняется и для солнечных батарей. Были исследованы методы расчета траекторий полетов с МТ к астероидам и кометам, особенности траекторий, полеты с возможностью их “сопровождения” – выравнивания скорости КА и цели для посадки с забором грунта и доставки его к Земле. Изучены полеты к малым телам с различными орбитами: с малым или заметным ее наклоном и эксцентриситетом, особенности перелета в зависимости от параметров орбиты цели. Рассмотрены многоцелевые полеты к астероидам с их сопровождениями и пролетами, полеты с использованием гравитационного маневра у Марса, оценки их достижимости весовыми досчетами, полеты к спутнику Марса Фобосу.

1. Белецкий В.В. Очерки по механике космического полета. Изд. 3-е. - М.: ЛКИ, 2009, 432 с.

2. Eneev T.M., Akhmetshin R.Z., Efimov G.B., Yegorov V.A. Asteroid and Comet rendezvous missions using low-thrust nuclear propulsion // Space Forum. International Journal of Space Polític, Science, Technol. 2000, v.5, p.279-305.

3. Ефимов Г.Б. Работы Д.Е. Охоцимского по разгону космического аппарата с малой тягой и исследования по полетам с малой тягой в ИПМ // Сб. статей: Прикладная механика и управление движением. – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша. 2010. С. 57-72. – <http://keldysh.ru/memory/okhotsimsky>.

В.А. ЕГОРОВ И МОДЕЛИРОВАНИЕ ГЛОБАЛЬНОГО РАЗВИТИЯ

Г.Б. Ефимов

efimov@keldysh.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

История моделирования глобальных процессов в нашей стране освещена [1], но меньше знают о первых работах по ним В.А. Егорова в ИПМ. Они начались в 70-х годах, от Запада отставали немного и впервые показали возможность управлять глобальными процессами. М.В. Келдыш не разрешил Егорову продолжать эти работы [2], но дал согласие на книгу [3].

Работы по моделированию были продолжены и развиты В.А. Геловани с сотрудниками в Институте системных исследований АН СССР. Преодолев трудности, указанные

Келдышем, удалось создать эффективную систему моделирования процессов развития, в том числе для Советского Союза, на ней было показано неблагополучие состояния страны. Это вызывало интерес в эшелонах власти и, по-видимому, сыграло роль в моральной подготовке перемен [1].

Позже Егорову задали вопрос, можно ли изучать “загрязнение” культуры, моральной атмосферы в обществе, “запасы и дефициты” в “идеальной” сфере, – динамику психологической и духовной жизни общества. Он проявил интерес, рассказал об одной такой задаче у Д. Форрестера.

Поразмыслим об этом. Правила экологии человеческого общества известны более трех тысяч лет: заповеди Моисея, легшие в основу мировых религий – иудаизма, христианства и ислама, цивилизаций Европы и мусульман. Первые говорят об отношении с Высшей силой, последние относятся к людям. Первая и пятая в наши дни мало понятны. Содержание первой: в жизни есть Высший смысл, превосходящий все человеческое, с Ним следует соотноситься; вторая ее дополняет: “Не сотвори себе кумира”, – идол требует жертв, искажая иерархию ценностей. Пятая заповедь – “чти отца твоего и мать твою..”, – выглядит устаревшей. Но разрушение преемственности поколений и традиций чревато многими потерями.

1. С.В. Дубовский. Глобальное моделирование: вопросы теории и практики // Век глобализации. 2010. Вып. 2. С. 47-67.

2. В.А. Егоров. М.В. Келдыш – мой учитель. М.В. Келдыш. Творческий портрет. - М.: Наука. 2001. С. 373-378.

3. В.А. Егоров и др. Математические методы глобального развития / Л.: Гидрометеоиздат. 1980.

О РАБОТАХ В.А. ЕГОРОВА ПО ОПТИМИЗАЦИИ ПЕРЕЛЕТОВ КА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ

В.В. Сазонов

sazonov@keldysh.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

В начале 90-х годов В.А. Егоров вместе со своими сотрудниками и учениками, в основном, студентами и аспирантами кафедры теоретической механики мехмата МГУ участвовал в исследованиях, проводимых в рамках проекта «Космическая регата». Проект был инициирован американцами и посвящен 500-летию открытия Америки Колумбом. Регата должна была заключаться в гонках нескольких КА с солнечным парусом. Цель – быстрее достижение поверхности Марса с пролетом мимо Луны и сбросом на Луну капсулы с каким-то символическим содержанием. Для выполнения проекта на первых порах имелось спонсорское финансирование. Задачи проекта оказались очень интересными. Они дали содержательный материал для курсовых и дипломных работ, а также для диссертаций. Студенты и аспиранты В.А. Егорова с интересом и пользой для себя занимались их решением. Список основных выполненных ими работ представлен ниже. По этим работам были защищены две кандидатские диссертации – В.В. Смирновым и П.А. Тычиной. Еще две диссертации были практически готовы, но их авторы предпочли уйти из науки и заняться более полезным для себя делом (была середина 90-х). В докладе дается обзор основных результатов коллектива В.А. Егорова по оптимизации перелетов КА с солнечным парусом и некоторым близким задачам.

Ниже приведен список работ коллектива В.А. Егорова по указанной тематике.

1. Сапунков Б.Я., Егоров В.А., Сазонов В.В. Оптимизация траекторий перелета космического аппарата с солнечным парусом от Земли к Марсу // Космические исследования, 1992, т.30, вып 2, с. 194-202.

2. Смирнов В.В., Егоров В.А., Сазонов В.В. Построение траекторий геоцентрического разгона космического аппарата с солнечным парусом // Космические исследования, 1993, т. 31, вып. 1, с. 74-90.
3. Смирнов В.В., Егоров В.А., Сазонов В.В. Траектории геоцентрического разгона космического аппарата с неидеальным солнечным парусом // Космические исследования, 1993, т. 31, вып. 5, с. 53-63.
4. Смирнов В.В., Егоров В.А., Сазонов В.В. Оптимизация пертурбационного маневра космического аппарата с солнечным парусом // Космические исследования, 1993, т. 31, вып. 6, с. 31-38.
5. Егоров В.А., Сазонов В.В., Егоров М.А., Смирнов В.В. Сравнение оптимального и локально оптимального геоцентрических разгонов космического аппарата с солнечным парусом // Космические исследования, 1994, т. 32, вып. 6, с. 77-88.
6. Егоров М.А., Егоров В.А., Сазонов В.В. Управление элементами орбиты спутника осветителя // Космические исследования, 1995, т. 33, вып. 2, с. с.220-224.
7. Смирнов В.В., Егоров В.А., Сазонов В.В. Оптимизация параметров пертурбационного маневра космического аппарата в сфере действия Луны // Космические исследования, 1995, т. 33, вып. 3, с. 298-306.
8. Егоров М.А., Егоров В.А., Сазонов В.В. Оптимизация геоцентрического разгона космического аппарата с солнечным парусом при ограничении на угловую скорость паруса // Космические исследования, 1995, т. 33, вып. 6, с. 652-657.
9. Тычина П.А., Егоров В.А., Сазонов В.В. Квазиоптимальный перелет космического аппарата с солнечным парусом между гелиоцентрическими круговыми орбитами // Космические исследования, 1996, т. 34, вып. 4, с. 420-427.
10. П.А. Тычина, В.А. Егоров, В.В. Сазонов « Оптимизация перелета космического аппарата с солнечным парусом от Земли к Марсу с пертурбационным маневром у Венеры // Космические исследования, 2002, т. 40, вып. 3, с. 276-284.
11. Мишин В.П., Энеев Т.М., Егоров В.А., Безвербый В.К., Сазонов В.В. О непрерывном увеличении высоты орбиты ИСЗ силой светового давления // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 1997, № 5.

СВЕТЛОЙ ПАМЯТИ ВСЕВОЛОДА АЛЕКСАНДРОВИЧА ЕГОРОВА: ЕГО РАБОТЫ ПО КОСМОПЛАВАНИЮ С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ В 1990-Е ГОДЫ

Е.Н.Поляхова

pol@astro.spbu.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

Интерес В.А. Егорова к теории космоплавания, по-видимому, вырос из его ранней базовой статьи в соавторстве с В.В. Белецким в журнале Космические исследования, 1964, т.2, вып.3. В ней паруса еще не было, однако была дана теория разгона КА в сфере действия планеты. Рассматривались различные направления и свойства силы тяги, которые позднее он применил к теории парусной раскрутки для выхода из поля тяготения Земли и для межпланетного парусного перелета. Его публикации по парусам начались в 1990 г., их число составляет около двух десятков. Они все опубликован в соавторстве с аспирантами, с сотрудниками ИПМ им. М.В. Келдыша, с сотрудниками других научных учреждений. К ним примыкают работы коллективов его соавторов, но без его участия. Тем не менее они были выполнены с его неявным участием или под его непосредственным руководством. Поэтому эти работы мы тоже относим к его библиографическому парусному списку.

Секция 5

В А. Егорова мне бы хотелось назвать также «крестным отцом» моей книги «Космический полет с солнечным парусом», «Науке», 1986 г. Он был инициатором издания моей готовой рукописи, а позднее стал ее научным редактором. Издание 1986 г. было приурочено к 100-летию со дня рождения Фридриха Артуровича Цандера, которому, как известно, принадлежит идея и первый инженерный проект полета в космосе с зеркальными экранами, движущимися под действием светового давления Солнца, опубликованный им в 1924 г. (позднее именно эта концепция получила романтическое название солнечного паруса). Вторым, стереотипным, изданием, по-прежнему в редакции В.А. Егорова, книга вышла в 2010 г. в издательстве URSS.

Тщательное редактирование В.А. Егоровым издания моей книги в 1986 г. во многом улучшило подачу материала в монографии, позволило выявить слабые места и исправить некоторые неудачные трактовки, обратить внимание читателя на ряд специфических особенностей парусных траекторий геоцентрической раскрутки и межпланетного парусного перелета. Большое внимание он уделял идее перспективного парусного полета в околосолнечные области с целью изучения физики нашего светила. По его предложению соответствующие страницы были добавлены мною в первоначальный вариант рукописи.

Хочется поклониться светлой памяти В.А. Егорова – талантливого ученого и великого труженика, неиссякаемая энергия которого положила начало многим научным исследованиям в отечественной космической науке. Он был разносторонним специалистом и очень добрым человеком, который охотно и бескорыстно делился своими творческими идеями, по-дружески помогая молодым ученым найти свое место в их будущей научной деятельности. Это относится и к его работам по солнечному космоплаванию, которым он занимался около 10 лет. Таким он остался и в моих воспоминаниях. Великая ему благодарность, низкий поклон и светлая память.



РАЗВИТИЕ КОСМОНАВТИКИ И ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ГАЗОДИНАМИКИ, ГОРЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА

ЗАЩИТА КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ И ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ ОТ ВРЕДНЫХ ВЫБРОСОВ СТРУЙ ДВИГАТЕЛЕЙ ОРИЕНТАЦИИ. КОНЦЕПЦИЯ, МОДЕЛЬНЫЕ И НАТУРНЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТЫ

Ю.И. Герасимов¹, А.Н. Крылов¹
В.Г. Приходько², А.Ю. Скороваров¹
В.Н. Ярыгин², И.В. Ярыгин²

Andrey.N.Krylov@rsce.ru
yarygin@itp.nsc.ru

¹РКК «Энергия» им. С.П. Королева, Королев

²Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, Новосибирск

Работа двигателей ориентации (ДО) космических аппаратов (КА) и орбитальных станций (ОС), в качестве которых используются жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ), сопровождается выбросами жидких продуктов неполного сгорания (ПНС) топлива, состоящих из капель и молекулярных кластеров.

Выбросы ПНС из сопел ЖРДМТ представляют опасность для сохранения рабочих параметров внешних приборов служебных систем и научной аппаратуры КА и ОС. Кроме этого существует риск внесения токсичных ПНС в обитаемый объем ОС на загрязненных скафандрах космонавтов после проведения работ в открытом космосе, что является негативным фактором в вопросе обеспечения безопасности полета.

Для внешних элементов и приборов служебной и научной аппаратуры КА и ОС наибольшую опасность представляют выбросы ПНС в периферийную часть струи. Для минимизации загрязнения внешних элементов космических объектов была сформулирована и реализована концепция экранирования от выбросов ПНС в периферийную зону струи ДО установкой около сопел двигателей газодинамических защитных устройств (ГЗУ).

В докладе представлены:

1) общая постановка задачи с описанием механизмов выноса капель ПНС за срез сопла ЖРДМТ;

2) методика и результаты экспериментальных модельных исследований срыва капель из пристенной пленки ПНС и результаты исследований экранирующих характеристик ГЗУ, проведенных в ИТ СО РАН для конструкций, разработанных для установки на КА различного назначения и на модулях МКС;

3) методика и результаты проведения космического эксперимента (КЭ) по определению характеристик ГЗУ на служебном модуле МКС в 2001–2006 гг. и основные положения КЭ «ИМПАКТ», подготавливаемого для проведения на МКС в период 2017–2019 гг.

ТЕРМОДИНАМИКА ВРД В ПРИСУТСТВИИ КОСМИЧЕСКОГО ТЕРМОСТАТА И СМЕЖНЫЕ ВОПРОСЫ

М.Я. Иванов
В.К. Мамаев

ivanov@ciam.ru
mamaev@ciam.ru

ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

В первой части работы изложена термодинамически согласованная теория воздушно-реактивных двигателей (ВРД), учитывающая наличие космического термостата (КТ), в условиях которого функционирует любой двигатель [1, 2]. Указанный КТ имеет точно замеренную температуру $T_0 = 2.73$ К (температуру космического микроволнового фонового излучения) [3]. Для рассматриваемого случая выписана полная система законов сохранения массы, импульса и энергии, учитывающая наличие КТ. Проанализирована природа энтропии и объяснена причина её возрастания [4]. Приведены конкретные примеры моделирования рабочего процесса ВРД, показывающие необходимость учета эффекта рассеяния тепловой энергии в КТ и связанных с этим потерь полного давления.

Во второй части работы проанализированы некоторые смежные вопросы. Присутствие КТ требует определенного пересмотра методологии феноменологической и статистической термодинамики, а также условий применимости теоремы Э. Нетер, формализмов механики Лагранжа и Гамильтона. Продемонстрированы особенности наличия КТ в задачах химической физики, квантовой физики, ядерной физики и биофизики. В качестве примеров реализации учета КТ в этих направлениях приведено теоретическое обоснование низкоэнергетических ядерных реакций (НЭЯР) [5,6], биоНЭЯР и моделирование ряда квантово-механических явлений.

Литература

1. Иванов М.Я. Термодинамически согласованные законы сохранения в модели излучающего теплопроводного газа. ЖВММФ, 2011, т. 51, № 1, с. 142-151.
2. Иванов М.Я., Мамаев В.К. О методологии теоретической теплофизики и термодинамике ВРД при наличии внешнего термостата. Двигатель, 2016, № 4.
3. Ivanov M.Ja. Space Energy. INTECH, Energy Conservation, 2012, P. 4-56.
4. Ivanov M.Ja., Mamaev V.K., Serov Yu.L. Entropy and Time Arrow in Aerophysics, Plasmadynamics and Quantum Mechanics, 18th Int. Conf. on the Method of Aerophys. Res. (ICMAR-2016), June 27 – July 3, 2016, Perm, Russia.
5. Ivanov M.Ja., Mamaev V.K. Integral-differential Model of LENR Based on a Mass Defect and Avogadro's Law. 22-th Russian Conf. of Cold Nuclear Transmission, Dagomys, Sept. 27 – Oct. 4, 2015, p. 38.
6. Ivanov M.Ja., Mamaev V.K. LENR Theory and Application to Aerospace Power Plant. The V th International Conference of Space Propulsion, 2-6 May, 2016, Rome, Italy.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЙНЫХ ТЕЧЕНИЙ С УЧЕТОМ МОДЕЛИ СОВЕРШЕННОЙ СМЕСИ ГАЗОВ

К.Б. Кошелев
С.В. Стрижак

koshelevkb@mail.ru
strijhak@yandex.ru

ИСП РАН, Москва

Изучение струйных течений имеет большое практическое значение для решения задач в ракетно-космической технике. К таким задачам можно отнести задачу газо-

динамики и акустики старта тяжелой ракеты-носителя (РКН). Как правило, многими авторами рассматривается упрощенная постановка задачи для истечения струй из двигателей с моделью идеального газа, хотя на практике необходимо учитывать постановку задачи для совершенной смеси газов с учетом процессов догорания.

Решение подобных задач позволяет правильно оценивать силовые, тепловые нагрузки на элементы конструкций летательных аппаратов и рассчитывать распределение продуктов сгорания в атмосфере Земли.

В докладе рассматривается возможность разработки собственной термодинамической библиотеки в составе открытого пакета OpenFoam для расчета таких термодинамических параметров как удельная теплоемкость при постоянном давлении, молярная масса, динамическая вязкость и теплопроводность в зависимости от изменения давления и температуры для совершенной смеси газов. С использованием решателей ReactingFoam, pisoCentralFoam, reactingCentralFoam решается ряд модельных задач (обтекание уступа, истечение сжимаемой струи из модельного сопла). В качестве тестового примера выбиралась задача с результатами эксперимента с соплом и перерасширенной струей, доступного в открытой печати (NASA/TM-1999-209513). Табличные значения термодинамических параметров для каждого компонента газовой смеси для разных значений давления и температуры определялись с использованием пакета ASTRA 4, разработанного под руководством профессора Б.Г. Трусова. Приводятся результаты расчета полей скорости, давления, температуры на базе модели URANS с $k-\omega$ SST моделью турбулентности для случая идеального газа и модели совершенной смеси газов. Обсуждается постановка задачи об истечении продуктов сгорания из сопла кислородно-керосинового двигателя РД 191 для первой ступени РКН с заданными параметрами газовой смеси (мольные доли) для номинального режима тяги. Максимальная температура в камере сгорания $T = 3826$ К. Для определения термодинамических свойств смеси использовалась модель T.S. Wang (AIAA 2000–2511) на базе модели с одной химической реакцией и квази-глобального кинетического механизма горения керосина. Приводятся преимущества и недостатки различных подходов реализации термодинамической библиотеки в составе открытого пакета OpenFoam.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ВОДОРОДОВОЗДУШНОЙ СМЕСИ В КАНАЛЕ ПЕРЕМЕННОГО СЕЧЕНИЯ

М.Р. Коршунова

А. И. Любимова, О.С. Серпинский

М.С. Французов

mayya_korshunova_95@mail.ru,

surp9@mail.ru

mfrancuzov@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

Функционирование энергетических установок, принцип действия которых основан на использовании химической энергии рабочего тела, характеризуется тесной взаимосвязью термогазодинамических, теплообменных и физико-химических процессов. Подробное описание вышеуказанных процессов приводит к необходимости применения высокоуровневых математических моделей, использующих численные методы. Численное моделирование течений жидкости и газа в проточных частях энергетических установок позволяет детально исследовать газодинамические процессы с учетом воспламенения и горения, определить параметры потока в любой его точке, уровни энергетических потерь, связанных с образованием пограничных слоев, возникновением отрывных зон и т. п. Кроме того, последовательно видоизменяя форму канала, в ходе численного эксперимента можно найти такую его конфигурацию, кото-

рая в наибольшей степени будет отвечать требованиям, предъявляемым к характеристикам энергоустановки.

В настоящей работе проведено исследование различных механизмов химической кинетики окисления водорода с использованием математических моделей разного уровня. Рассмотрены модели замкнутого адиабатического реактора, одномерного и двумерного проточных реакторов. На основании этого выбраны механизмы химической кинетики, которые были интегрированы в программу газодинамических расчетов. Проведено моделирование течения и горения в канале переменного сечения. Исследовано влияние геометрических параметров проточного тракта на протекающие в нем газодинамические процессы. Также проведен расчет течения в канале по одномерной методике с использованием равновесной термодинамики.

Полученные результаты демонстрируют влияние различных механизмов химической кинетики на интегральные характеристики течения и теплообмена в канале переменного сечения. Выявлены газодинамические особенности, влияющие на процессы горения и воспламенения. Проведенное сравнение с одномерной методикой показало удовлетворительное соответствие интегральных параметров.

РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ УРАВНЕНИЯ СОСТОЯНИЯ ВАН-ДЕР-ВААЛЬСА ДЛЯ СМЕСИ РЕАЛЬНЫХ ГАЗОВ МЕТОДАМИ КВАНТОВОЙ МЕХАНИКИ

А.В. Гелиев

alexander.geliev@mail.ru

В.В. Коваленко, Ю.Е. Маркачев

yuri_markachev@mail.ru

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Атмосфера Земли и планет состоит из смеси газов. При низких температурах и повышенных давлениях для описания этих газовых смесей следует использовать уравнение состояния реального газа, учитывающие межмолекулярные взаимодействия между молекулами газовой смеси. В работах [1, 2] был дан обзор одного из старейших подходов к проблеме составления уравнения состояния реального газа, в котором реальный газ представляется в виде групп молекул ассоциатов – кластеров. Современная реализация данного подхода воплощена в квазихимической кластерной модели реального газа [3].

В настоящей работе показано, как эмпирические параметры, входящие в уравнение состояния реального газа (уравнение Ван-дер-Ваальса) для газовой смеси, могут быть в первом приближении выражены через константы равновесия реакций димеризации атомов и молекул газовой смеси. Для вычисления констант димеризации необходимо знание колебательно-вращательных уровней энергии связанных и метастабильных димеров. Для вычисления энергий уровней решается соответствующее одномерное стационарное уравнение Шредингера с полуэмпирическим потенциалом. Приводится сравнение численного решения и решения с помощью модели квазиклассического приближения Вентцеля–Крамерса–Бриллюэна (ВКБ) [4]. Полученное уравнение состояния тестируется с использованием доступных экспериментальных данных.

Литература

1. Вукалович М.П., Новиков И.И. Уравнения состояния реальных газов. – М.–Л.: Госэнергоиздат, 1948.

2. Мейсон Э., Сперлинг Т. Вириальное уравнение состояния. – М.: Мир, 1972.

3. Гелиев А.В. и др. Корреляционная зависимость критического числа Рейнольдса ламинарно-турбулентного перехода от константы равновесия реакции димеризации в газе // Химическая физика – 2011. – Т. 30, № 1, С. 17.

4. Дорофеев Е.А., Колмаков Г.В. Одномерное движение в квантовой механике. – М.: МФТИ, 2007, 68 стр.

ТРЕХМЕРНЫЙ ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ РАДИАЦИОННОЙ ГАЗОВОЙ ДИНАМИКИ СВЕРХОРБИТАЛЬНОГО СПУСКАЕМОГО АППАРАТА APOLLO 17

С.Т. Суржиков

surg@ipmnet.ru

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва

Трехмерная радиационно-газодинамическая модель физически и химически неравновесного течения, реализованная в авторском компьютерном коде NERAT(3D), используется для пространственного анализа радиационно-конвективного нагрева спускаемого космического аппарата Apollo 17 при его сверхорбитальном входе в плотные слои атмосферы Земли под углом атаки.

Указанный компьютерный код реализует численное интегрирование уравнений Навье–Стокса для неравновесного течения. Исследовалась 11 компонентная смесь химически неравновесных газов (N_2 , O_2 , NO, N, O, N_2^+ , O_2^+ , NO^+ , N^+ , O^+ , e^-). В расчетах применялась кинетическая модель Парка. Численное интегрирование проводилось с использованием конечно-разностного метода на структурированных многоблочных сетках. Распад произвольного разрыва в используемой конечно-разностной схеме рассчитывался по приближенной методике AUSM. Поверхность принималась абсолютно каталитической для компонент O_2 и N_2 с их массовыми долями в набегающем потоке 0.27 и 0.73 соответственно. Температура поверхности считалась радиационно-равновесной.

Расчет переноса селективного теплового излучения по 99 групповой спектральной модели проводился без учета спектральных линий атомов и ионов. Для расчета переноса излучения использовался Ray-tracing метод. Расчетные точки располагались на поверхности аппарата в плоскости симметрии. Из каждой расчетной точки испускалось 40 лучей, вдоль каждого из которых решались системы групповых уравнений переноса.

Анализируются экспериментальные данные, полученные при выполнении научной программы Apollo.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОХЛАЖДЕНИЯ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ В ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ НАЗЕМНЫХ СТЕНДАХ ПОСРЕДСТВОМ ВПРЫСКА ВОДЫ

М.А. Абрамов, М.С. Французов, А.Ю. Яковчук

К.В. Поляков

Konstantin.vl.p@mail.ru

ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

МГТУ им.Н.Э. Баумана, Москва

В работе исследуются физические процессы в экспериментальных стендовых системах для проведения наземных испытаний авиационно-космической техники. Рассматривается процесс охлаждения продуктов сгорания посредством впрыска воды в газодинамический контур выхлопной системы. Актуальность вопроса определяется тем, что при проектировании экспериментальных стендовых систем предъявляются

требования к составу и температуре выходного потока, обусловленные технологическими системами и экологическими нормами.

Проводится расчет параметров инжектируемой струи воды, а также численное моделирование процессов взаимодействия жидких капель с газовым потоком – впрыска, дробления, испарения и т.д. Рассматриваются модельные и верификационные задачи, обоснование методов расчета реальных стендовых систем, работающих при температурах входного газа до 3500 К, давлении порядка 1...2 бар и дозвуковой скорости газа.

С помощью программного комплекса выполнено моделирование и определены характерные параметры выходного потока. Для описания движения капель в сплошной среде используется модель дискретной фазы DPM (Discrete Phase Model), позволяющая в лагранжевой постановке отслеживать траектории частиц и учитывать взаимодействие газа с жидкостью. Используются различные модели дробления капель, дается анализ их применимости. Полученные результаты дают представления о физическом процессе и позволяют сделать следующие заключения:

- выбор расчетных моделей взаимодействия дискретной и сплошной среды, модели распада капель и моделей теплопереноса между фазами;
- оценка необходимого расхода воды, длины участка охлаждения, температуры охлажденного газа и характерных диаметров капель в экспериментальных стендах.

Представленные результаты позволяют проводить проектирование газодинамических трактов экспериментальных стендовых систем.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИК РАСЧЁТА ТЕПЛОТДАЧИ К ГАЗООБРАЗНОМУ МЕТАНУ В УСЛОВИЯХ ЕГО ЕСТЕСТВЕННОЙ И ВЫНУЖДЕННОЙ КОНВЕКЦИИ

В.А. Алтунин¹, К.В. Алтунин¹ altspacevi@yahoo.com
М.Р. Абдуллин¹, Ю.С. Коханова¹, М.Л. Яновская²

¹КНИТУ – КАИ им. А.Н. Туполева, Казань

²ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

Согласно постановлению Правительства РФ, в настоящее время многие двигатели и энергоустановки, включая перспективные авиационные, аэрокосмические и космические, переводятся на газовое природное топливо. Однако полных сведений о тепловых процессах, например, в газообразном метане при различных термодинамических условиях нет.

На основе результатов экспериментальных исследований газообразного метана в условиях его естественной и вынужденной конвекции при различных давлениях, температурах и массовых скоростях прокачки были разработаны новые методики расчёта.

Данные методики позволяют определять коэффициент теплоотдачи к газообразному метану в реальных топливно-охлаждающих каналах двигателей и энергоустановок при различных рабочих давлениях:

- а) при естественной конвекции – с точностью 5-7%;
- б) при вынужденной конвекции – с точностью 10-12%.

При расчётах, кроме феноменологических формул, возможно широко использовать и экспериментальную базу данных (таблицы, графики), которые позволяют без всяких расчётов сразу находить коэффициент теплоотдачи как в условиях естественной, так и в условиях вынужденной конвекции.

Предлагаемые методики расчётов коэффициента теплоотдачи к газообразному метану можно эффективно использовать при проектировании и создании не только двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, но и наземного, водного транспорта, малой (подвижной и стационарной) и большой энергетики и других техносистем, включая перспективную космическую и орбитальную энергетику.

Применение данных методик позволит сократить время при проектировании и создании перспективных двигателей и энергоустановок наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования повышенных характеристик по ресурсу, надёжности, эффективности и безопасности.

УПРОЩЕННАЯ КИНЕТИЧЕСКАЯ СХЕМА ГОРЕНИЯ КЕРОСИН-КИСЛОРОДНОЙ СМЕСИ В КАМЕРЕ ЖРД

А.В. Лепихов

avlepikhov@yandex.ru

АО «ГРЦ Макеева», Миасс

Моделирование газодинамических процессов в струе, истекающей из жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), начиная от камеры сгорания (КС), имеет большое значение при постановке вычислительных экспериментов для таких задач, как лучисто-конвективное воздействие в донной области ракеты и ударно-волновые нагрузки на стартовое сооружение при запуске ЖРД первой ступени. Точность компьютерного моделирования в такой задаче существенно зависит от распределения газодинамических параметров на срезе сопла в ядре потока и в пограничном слое, свойств смеси сопловых газов, профиля сопла.

Основной целью данной работы является разработка вычислительно эффективной кинетической схемы для моделирования изменения газодинамических параметров потока в камере сгорания кислород–керосиновой ЖРД, сопле и истекающей из него струе. Акцент сделан на конкретной марке керосина RP-1, что связано с необходимостью численного моделирования и анализа наземных экспериментальных исследований струйных течений, выполненных ранее в США с использованием данной марки керосина.

Детальные кинетические схемы горения керосина включают в себя более 300 компонентов и двух тысяч реакций, что приемлемо при моделировании непосредственно камеры сгорания, но недопустимо для задач моделирования струйных течений, т.к. приводит к большим затратам вычислительных ресурсов.

В проведенных ранее работах других авторов были разработаны редуцированные кинетические схемы для керосина марки RP-1, включающие десятки компонент и реакций. Подобные кинетические схемы ориентированы на CFD расчеты газодинамики и излучения струй ЖРД, однако содержат гетерогенные реакции, которые не могут быть заданы стандартными средствами универсальных CAE пакетов. Отсутствуют результаты тестирования кинетической схемы в условиях, характерных для камеры сгорания ЖРД.

В данной работе сформирован набор реакций физико-химической кинетики для моделирования горения топливной смеси RP-1/O₂. Приведено описание методики численного моделирования сопла ракетного двигателя с использованием предложенной кинетической схемы. Выполнено сравнение результатов моделирования с имеющимися экспериментальными и расчетными данными.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ИЗОТЕРМИЧЕСКОГО ГИДРАВЛИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ПРИ ТУРБУЛЕНТНОМ ТЕЧЕНИИ В КАНАЛАХ В УСЛОВИЯХ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ТЕПЛООБМЕНА ДЛЯ УСЛОВИЙ ПЛАВНО ОЧЕРЧЕННЫХ (АБРЮТИРОВАННЫХ) ТУРБУЛИЗАТОРОВ

И.Е. Лобанов

lloobbaannooff@live.ru

МАИ, Москва

В авиационной и ракетно-космической технике широко применяются различного рода теплообменные аппараты, в которых, в результате интенсификации теплообмена, может быть достигнуто снижение их массогабаритных показателей, гидравлических потерь, расходов и температур теплоносителей; в ряде случаев задачей является снижение температурного уровня поверхности теплообмена при фиксированных режимных и конструктивных характеристиках. Следовательно, необходимы более точные, чем существующие, теоретические методы исследования интенсификации теплообмена при турбулентном течении в трубах.

В существующих работах отмечалось (при прочих равных условиях), что для диафрагм с острой кромкой закон сопротивления практически автомоделен, но для плавно очерченных турбулизаторов коэффициент сопротивления заметно падает с ростом числа Рейнольдса, причём относительное гидросопротивление может убывать. Моделирование сопротивления при течении в каналах теплоносителей с постоянными теплофизическими свойствами в условиях интенсификации теплообмена в трубах с плавными турбулизаторами моделируется на базе использования четырёхслойной схемы турбулентного потока. Выявлено, что гидросопротивление, рассчитанное теоретически по данной модели, отнесённое к гидросопротивлению для гладкой трубы, рассчитанному по формуле Блазиуса, с ростом числа Рейнольдса снижается.

Полученные данные расчётов показали, что данная теоретическая модель адекватно описывает известное явление снижения относительного гидросопротивления с ростом числа Рейнольдса для труб с плавными турбулизаторами, указанного в существующих экспериментах, что благоприятно сказывается на интенсификации теплообмена, т.к. наилучшие эффекты интенсификации теплообмена достигаются именно в случаях, где законы гидросопротивления существенно отличаются от автомоделей.

ТЕЧЕНИЕ И ТЕПЛООБМЕН ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ УДАРНЫХ ВОЛН

В.Я. Боровой, А.А. Максименко **ms.anutka@mail.ru**
В.Е. Мошаров, В.Н. Радченко, А.С. Скуратов

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Взаимодействие скачков уплотнения с поверхностью летательного аппарата при гиперзвуковых скоростях полета является одной из фундаментальных проблем современной аэродинамики. Актуальность этой проблемы связана с практическими потребностями, возникающими при разработке гиперзвуковых летательных аппаратов сложной формы (с воздухозаборником, крылом и аэродинамическими органами управления).

Целью исследования является изучение влияния затупления передней кромки пластины, которая генерирует одну ударную волну, на теплообмен на цилиндрической обечайке, перед которой возникает другая ударная волна. Работа является логическим продолжением исследования взаимодействия ударных волн с пограничным и энтропийным слоями пластины [1,2].

Исследуемая модель представляла собой пластину длиной $L = 377$ мм. С помощью специальных накладок радиус ее передней кромки мог изменяться от $r = 0$ до 4 мм. Перпендикулярно поверхности пластины на разных расстояниях от ее передней кромки могла устанавливаться цилиндрическая обечайка радиусом $R = 5$ мм.

Испытания проводились в ударной аэродинамической трубе УТ-1М при числе $M_\infty = 5$ в диапазоне числа Рейнольдса $Re_\infty = (0.6...3.6) \cdot 10^7$. Таким образом, обечайка могла располагаться на ламинарном, переходном или турбулентном участках невозмущенного пограничного слоя пластины. Для измерения теплового потока использовался метод люминесцентных преобразователей температуры (TSP) [3].

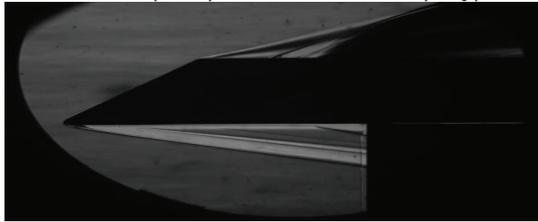


Рис. 1

На рис. 1 показана теневая фотография картины течения, когда обечайка располагалась на расстоянии $X_0/L = 0.32$ от передней кромки острой пластины. Отчетливо видна область отрыва пограничного слоя на пластине перед обечайкой.

Теплообмен на пластине и обечайке в области взаимодействия ударных волн зависит от положения обечайки относительно передней кромки. В некоторых случаях тепловой поток может в 3-4 раза превышать соответствующую величину на критической линии изолированной обечайки.

Затупление передней кромки пластины приводит к снижению коэффициента теплоотдачи в области взаимодействия как на пластине, так и на обечайке. Это связано с образованием на поверхности пластины энтропийного слоя с пониженной плотностью.

Работа выполнена в рамках гранта РФФИ (проект 14-01-00378).

Литература

1. В.Я. Боровой, И.В. Егоров, В.Е. Мошаров, В.Н. Радченко, А.С. Скуратов, И.В. Струминская. Взаимодействие пересекающихся скачков уплотнения с пограничным слоем пластины в присутствии энтропийного слоя. Изв. РАН "МЖГ", № 5, 2013, с. 79-90.
2. В.Я. Боровой, В.Е. Мошаров, В.Н. Радченко, А.С. Скуратов, И.В. Струминская. Влияние затупления передних кромок на течение в модельном воздухозаборнике. Изв. РАН "МЖГ", № 4, 2014, с. 43-57.
3. Мошаров В.Е., Радченко В.Н. Измерение полей тепловых потоков в трубах кратковременного действия с помощью люминесцентных преобразователей температуры. Ученые записки ЦАГИ, 2007, т. XXXVIII, № 1-2, с. 94-101.

РАСПРОСТРАНЕНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ДЕТОНАЦИОННЫХ ВОЛН В УЗКИХ КАНАЛАХ

Г.Ю. Бивол
С.В. Головастов

grigorij-bivol@yandex.ru

ОИВТ РАН, Москва

При распространении детонации в каналах околокритического диаметра могут возникать нестационарные режимы распространения детонации, такие как спиновая и галопирующая [1, 2, 3]. Такие явления обусловлены теплоотводом от фронта горения, а также взаимодействием фронта ударной волны и фронта реакции с пограничным слоем. При этом скорость таких детонационных волн обычно ниже скорости распространения стационарной детонации.

Цель работы заключалась в определении пределов существования нестационарных режимов детонации в каналах околокритического диаметра в смесях ацетилена с воздухом.

Эксперименты проводились в канале квадратного сечения шириной 3 мм, открытого с одного конца. Канал был изготовлен из прозрачного органического стекла для возможности наблюдения распространения фронта детонационной волны. Для визуализации процесса использовалась скоростная камера «Видеоспринт» с кадровой частотой до 170000 кадров в секунду. Перед узким прозрачным каналом находился канал диаметра 15 мм для инициирования стационарной детонационной волны. Иницирование взрывчатой смеси производилось с помощью искрового разряда, расположенного у закрытого конца детонационной трубки. С помощью скоростной камеры получены $x-t$ диаграммы распространения фронта пламени. Давление измерялось пьезоэлектрическими датчиками, находящимися на входе в прозрачный канал. Были обнаружены нестационарные режимы распространения детонации со скоростью ниже скорости детонации Чепмена–Жуге в диапазоне ER от 0.8 до 1.5.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 16 38 00682 мол_а.

Литература

1. Manzhalei V.I. Detonation Regimes of Gases in Capillaries // Combustion, Explosion, and Shock Waves. 1992. V. 28. № 3. pp. 296–302.
2. Tsuboi N., Eto K., Hayashi A.K. Detailed Simulation of Spinning Detonation in a Circular Tube // Combustion and Flame. 2007. V. 149. № 1. pp. 144–161.
3. Tsuboi N. et al. Numerical Simulation of Spinning Detonation in Square Tube // Shock waves. – 2008. V. 18. № 4. pp. 329–344.

ВИХРИ ГЁРТЛЕРА ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ УГЛА СЖАТИЯ С ПРИТУПЛЕННОЙ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКОЙ

П.В. Чувахов
В.Я. Боровой
И.В. Егоров
В.Н. Радченко

pavel_chuvahov@mail.ru
volf.borovoy@gmail.com
ivan.egorov@tsagi.ru
vhradchenko@yandex.ru

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

При разработке систем теплозащиты элементов управления авиакосмической техники (щитков, элевонов) неизбежно возникает фундаментальная проблема сверхзвукового обтекания угла сжатия. Отрыв потока и его последующее присоединение не

только порождают на отклонённой поверхности области усиленного теплообмена, но и создают там благоприятные условия для формирования продольных вихрей Гёртлера. Основным источником вихрей, определяющим также их интенсивность, являются неровности обтекаемой поверхности. Усиливаясь в области присоединения, вихри порождают значительные поперечные колебания теплового потока с амплитудами до 100% от их средней величины и, как показывают расчёты настоящей работы, способны повышать средний уровень теплообмена. Гиперзвуковые летательные аппараты должны иметь хотя бы небольшое притупление кромок для ограничения их температуры. Это приводит к генерации над обтекаемой поверхностью высокоэнтропийного слоя газа с пониженной плотностью и повышенной температурой. Как было показано ранее авторами настоящей работы, такой слой может способствовать значительному понижению тепловых потоков и давления в зоне взаимодействия пластины с падающим на её поверхность скачком уплотнения. Недостаток количественной информации в открытой литературе по влиянию высокоэнтропийного слоя на формирование вихрей Гёртлера при сверхзвуковом обтекании угла сжатия послужил мотивацией настоящего исследования.

Методом тонких люминесцентных покрытий, чувствительных к температуре, исследовано влияние малого цилиндрического притупления передней кромки пластины на формирование вихрей Гёртлера в номинально двухмерном сверхзвуковом течении в угле сжатия. Эксперименты выполнены в ударной аэродинамической трубе УТ-1М ЦАГИ при числе Маха $M \approx 8$ и в широком диапазоне чисел Рейнольдса $Re_L = (0.15 \dots 2.55) \cdot 10^6$, когда невозмущённый пограничный слой является ламинарным. Изучены конфигурации с углами наклона 15° и 25° и длинами пластины $L = 50$ и 150 мм. Вихри выявлены на всех моделях с острой передней кромкой; при этом наблюдались наибольшие (до 30%) колебания коэффициента теплообмена St в поперечном направлении. При существенных неровностях передней кромки пластины отмечены пиковые вариации St до 80%.

Обнаружено, что малое притупление передней кромки (минимальный рассмотренный радиус 0.3 мм) приводит к существенному уменьшению как пиковой величины St в области присоединения, так и амплитуды поперечных колебаний St . Уже при радиусе 0.5 мм вклад вихрей в колебания коэффициента теплообмена практически не заметен. Показано, что с ростом радиуса влияние притупления усиливается всё меньше – происходит «насыщение» среднего уровня теплообмена в области присоединения, а поперечные колебания St исчезают. Такое поведение, видимо, соответствует режиму течения, когда пограничный слой расположен на дне высокоэнтропийного слоя.

Для некоторых условий эксперимента выполнены теоретические оценки и проведены расчёты трёхмерных уравнений Навье–Стокса (собственный пакет прикладных программ HSFlow, ЦАГИ). Они согласуются с экспериментальными данными, подтверждают значительное стабилизирующее влияние малого притупления на интенсивность вихрей Гёртлера, а также выявляют рост среднего уровня теплообмена из-за формирования таких вихрей.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 14-01-91332). Численное моделирование выполнено с использованием высокопроизводительных вычислительных ресурсов федерального центра коллективного пользования в НИЦ «Курчатовский институт», Россия, <http://computing.kiae.ru/>.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТРЁХМЕРНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ В ТЕЧЕНИИ ОКОЛО РАМПЫ ПРИ ГИПЕРЗВУКОВОМ ПОЛЁТЕ В ПЛОТНЫХ СЛОЯХ АТМОСФЕРЫ

А.В. Новиков

AndrewNovikov@ya.ru

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский
МФТИ, Долгопрудный

Ламинарно-турбулентный переход (ЛТП) в пограничном слое при гиперзвуковом обтекании тел является одной из основных нерешённых задач аэродинамики больших скоростей, возникающих при проектировании ракет-носителей и спускаемых аппаратов. В случае низкого уровня возмущений набегающего потока, что типично для условий полёта в атмосфере, ЛТП включает три основных стадии: возбуждение неустойчивых мод (задача восприимчивости), их усиление вниз по потоку (задача линейной устойчивости) и разрушение (задача нелинейной устойчивости). Эти этапы широко изучались теоретически, численно и экспериментально для присоединённых пограничных слоёв на простых конфигурациях типа пластины или конуса под нулевым углом атаки. Во многих практических конфигурациях ламинарный пограничный слой отрывается, что может существенно влиять на развитие неустойчивости.

В настоящей работе проводится прямое численное моделирование распространения 3D возмущений в пристеночном течении над 5.5 градусной рампой при числе Маха набегающего потока 5.373 и числе Рейнольдса 17.9 млн/м. Эта конфигурация и параметры потока относятся к трубной модели аппарата NASA Hyper X. Возмущения вносятся в течение искусственно с помощью периодического вдува-отсоса через малое отверстие на стенке. Рассматривается 3 режима работы генератора на различных фиксированных частотах. Полные уравнения Навье–Стокса для трёхмерных нестационарных сжимаемых течений вязкого совершенного газа решаются с помощью оригинального пакета расчётных программ HSFLOW (High-Speed Flow), в котором параллельным образом реализован полностью неявный метод конечного объёма со сквозным счётом второго порядка аппроксимации по времени и третьего по пространству на многоблочных структурированных сетках.

Показано, что в случае высокой частоты генератора в возмущении доминирует вторая неустойчивая мода пограничного слоя, волны имеют в основном двухмерную структуру и стабилизируются в отрывной зоне, что соответствует предыдущим численным исследованиям в 2D постановке. В случае низкой частоты в возмущении преобладает неустойчивость первой моды, волны оказываются существенно трёхмерными и существенно дестабилизируются в отрыве. Они быстро растут в отрывной области, проявляют нелинейное поведение перед точкой присоединения и становятся турбулентными в повторно присоединённом пограничном слое. Наконец, в случае средней частоты, когда двухмерные и трёхмерные волны одинаково важны, поведение возмущения оказывается аномальным внутри отрывной зоны – возникают волны, распространяющиеся в поперечном направлении. Наблюдающаяся сложная пространственная структуры принципиально не может быть смоделирована в 2D расчётах.

Таким образом, отрыв при гиперзвуковом полёте сильно влияет на устойчивость пограничного слоя разными способами, в зависимости от частотного состава начальных возмущений. Это исследование может помочь поставить и провести контролируемые эксперименты в гиперзвуковых аэродинамических трубах.

Работа выполнена на базе МФТИ при финансовой поддержке РФФ (проект № 14-19-00821) с использованием высокопроизводительных вычислительных ресурсов феде-

рального центра коллективного пользования в НИЦ «Курчатовский институт», <http://computing.kiae.ru/>.

ИССЛЕДОВАНИЕ КАТАЛИТИЧЕСКИХ СВОЙСТВ МАТЕРИАЛОВ ПРИ СВЕРХВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУРАХ

Б.Е. Жестков

bzhestkov@mail.ru

М.М Целунов, В.В. Штапов

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Гетерогенная рекомбинация атомов является одним из основных процессов, имеющих место при взаимодействии плазмы с поверхностью. Помимо фундаментального интереса, гетерогенная рекомбинация представляет большое практическое значение для ряда высокотемпературных технологий. Каталитические свойства определяют эффективность рекомбинации атомов набегающего потока на поверхности аппарата и играют важную роль в проблеме минимизации теплового потока к высокоскоростным летательным аппаратам (ВЛА). В головной ударной волне перед ВЛА происходит диссоциация молекул воздуха на атомы, которые при неравновесном обтекании аппарата могут приводить к деструкции теплозащиты и рекомбинировать на его поверхности, существенно увеличивая тепловой поток. Применение материалов с низкой каталитической активностью дает возможность практически избежать рекомбинации атомов на поверхности аппарата.

Исследованию каталитических свойств материалов посвящено большое количество работ, но исследований при температурах выше 2000 К нет. В работе определены каталитические свойства ряда керамик при температурах 2000...3000 К. Константа скорости гетерогенной рекомбинации K_w определялась модифицированным расчетно-экспериментальным способом по разности теплового потока к исследуемому и эталонному образцу и каталитической активности эталонного образца [1]. Оба образца теплоизолированы и исследуются в идентичных условиях. С помощью параметрического численного моделирования обтекания и теплообмена модели рассчитывается производная dT_w/dK_w [1]. Значение K_w исследуемого образца определяется через значение K_{ws} для эталонного образца и измеренную в эксперименте разность температур исследуемого и эталонного образцов, приведенных к одному значению излучательной способности $\varepsilon = 0.8$: $K_w = K_{ws} + (dK_w/dT_w)\Delta T$

В качестве образца сравнения использовались штатное черное покрытие теплозащитных плиток ОК "Буран" и покрытие МАИ Д5 [2].

Исследования проводились в гиперзвуковой струе воздушной и азотной плазмы на АДТ ВАТ 104 ЦАГИ, оснащенной высокочастотным индукционным подогревателем газа. При испытаниях на АДТ ВАТ 104 обеспечивается спектральная чистота потока, высокая стабильность и повторяемость режимов работы, моделируются условия полета с большой гиперзвуковой скоростью на высотах 60...100 км. Температура в форкамере составляет 5000...10000 К, скорость потока 3.5...4.5 км/с. Указанные возможности АДТ ВАТ 104 крайне важны при исследовании каталитических свойств материалов.

Исследовано 30 дисков диаметром 20 и 40 мм из трех типов керамик на основе диборида гафния. Образцы устанавливались на тонкой сололке из корунда, оксидов циркония и бериллия, карбонитрида бора и других материалов, что позволило проводить испытания при сверхвысоких температурах. При этом удается практически устранить потери на теплоотвод по державке и определять тепловой поток к образцам. Показано, что каталитическая активность проявляется и при сверхвысоких температурах. В опытах на постоянном режиме испытания при температуре $T_w \approx 2000$ К

температура передней поверхности диска скачкообразно увеличивалась на 600...1000 К. При этом температура тыльной поверхности диска в момент скачка температуры возрастала, но затем опускалась до значения более низкого, чем было до скачка. Это было связано с образованием рыхлой пленки толщиной ~ 0.5 мм, обладающей высокой каталитической активностью и низкой теплопроводностью. Высокая каталитическая активность имеет место, в основном, благодаря окислению диборида гафния и образованию диоксида гафния, а также потере при этих температурах диоксида кремния. Основные потери массы наблюдались при образовании пленки в результате потери SiO_2 . При контрольном испытании длительностью 650 с при температуре передней поверхности $T_w \approx 2800$ К уноса массы практически не было, как и должно быть для каталитических реакций. Огромное количество тепла до 600...800 Вт/см² выделяется непосредственно на поверхности образца. Оценки показывают, что никакие химические реакции с материалами образца при имеющемся небольшом уносе не могут обеспечить и сотой доли наблюдающегося теплового потока. Тепловой поток к образцу увеличивается для исследованных образцов в 3.3...5.3 раза. Каталитическая активность поверхности керамик (образовавшихся пленок) увеличивается от $K_w = 3$ м/с до $K_w = 14...35$ м/с.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 14 08 00976 а).

Литература

1. И.В. Егоров, Б.Е. Жестков, В.В. Шведченко. Определение каталитической активности материалов при высоких температурах в гиперзвуковой трубе ВАТ 104 // Ученые записки ЦАГИ, 2014. № 2.
2. Б.Е. Жестков, В.С. Терентьева Исследование многофункционального покрытия МАИ Д5, предназначенного для защиты особо жаропрочных материалов // Металлы. 2010, № 1, с. 39 48.

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ГИПЕРЗВУКОВОГО ПОТОКА ПЛАЗМЫ С ТЕПЛОЗАЩИТНЫМИ МАТЕРИАЛАМИ

А.В. Ваганов, Б.Е. Жестков
Н.О. Мятковский, И.В. Сенюев

bzhestkov@mail.ru

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Возможности гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) определяются имеющимися материалами. Материалы теплонапряженных элементов аппарата работают в очень жестких условиях. Поверхность ГЛА подвергается одновременному воздействию агрессивного плазменного потока воздуха, предельных тепловых и механических нагрузок. При скоростях выше 3 км/с имеет место диссоциация в головной ударной волне молекул кислорода, а при скоростях превышающих 4.5 км/с – азота. Причем образовавшиеся атомы вызывают окисление, интенсивную эрозию теплозащиты и резкое повышение теплового потока при их рекомбинации в молекулы на поверхности аппарата.

В последние годы появился ряд работ по созданию и исследованию высокотемпературных керамических композиционных материалов на базе диборидов, нитридов и карбидов металлов переходной группы Zr, Hf, Nb, Ta. Эти разработки предназначены для изготовления носовых обтекателей, передних кромок крыльев и рулей ГЛА, сопел и камер сгорания ракетных двигателей. В связи с комплексом протекающих физико-химических процессов эти материалы надо исследовать в условиях, моделирующих натурные. Исследования образцов материалов проводятся в ЦАГИ в АДТ ВАТ 104, по-

звolyающей достаточно хорошо моделировать условия полета со скоростью 2...10 км/с на высотах 40...100 км [1].

Подогрев газа АДТ ВАТ 104 осуществляется с помощью индукционного подогревателя, позволяющего получать спектрально чистый поток газа, высокую стабильность и повторяемость режимов (отклонения не превышают 3%). Максимальное давление в подогревателе увеличено до 0.6 бар, температура торможения составляет $T_0 = 5000...10000^\circ\text{K}$, энтальпия $i_0 = 10...45$ МДж/кг. Скорость потока равна 4...4.5 км/с., числа Маха $M = 5...8$, тепловой поток $Q = 0.1...10$ МВт/м² [2, 3].

Разработана техника и методика испытаний образцов материалов при температурах до 3000 К. Предложены поддерживающие устройства, позволяющие теплоизолировать исследуемый образец и проводить испытания при сверхвысоких температурах. Теплоизоляция моделей дает возможность определить тепловой поток и каталитическую активность материалов. Проведены исследования образцов ряда высокотемпературных материалов при температурах до 3000 К. Определены величины теплового потока и значения каталитической активности материалов. Основными измерениями при испытаниях являются измерения температуры. Яркостная температура образца T_λ измеряется пирометром на базе цифровой ПЗС камеры VS-СТТ 285/E/P-2001 на длине волны 890 нм и тепловизором Тандем VS-415U на длине волны 650 нм. Пирометр и тепловизор градуируются по эталону черного тела [4].

Показана высокая термохимическая устойчивость и эффективность при использовании материала молибден с покрытием MoSi₂ и материала медносилицированный углерод–углерод. Эти материалы являются аблирующими материалами и позволяют на 300...400 К снизить температуру конструкции при уровне температур $T_w \sim 2200$ К. Геометрические размеры образцов не изменяются при длительных (до 20 минут) высокотемпературных испытаниях [5].

Исследованы образцы трех различных типов сверхвысокотемпературной керамики при температурах до 3000 К. Показано, что керамика работоспособна до температур $T_w = 2600$ К. Значения константы скорости гетерогенной рекомбинации исследованных материалов составили $K_w = 2...30$ м/с.

Литература

1. A.V. Vaganov, B.E. Zhestkov, Yu.B. Lyamin, V.Z. Poilov, E.N. Pryamilova. Methodology of Investigation of Ultra High Temperature Ceramics Thermochemical Stability and Catalycity // AIP Conf. Proc. 1770, 030097 (2016) <http://dx.doi.org/10.1063/1.4964039>.
2. Жестков Б.Е. Исследование термохимической устойчивости теплозащитных материалов // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV. № 5. С. 62 77.
3. Башкин В.А., Егоров И.В., Жестков Б.Е., Шведченко В.В. Численное исследование поля течения и теплообмена в тракте высокотемпературной аэродинамической установки // ТВТ. 2008. Т. 46. № 5. С. 771 783.
4. Мошаров В.Е., Радченко В.Н., Сенюев И.В. Пирометрия с использованием П.З.С. камер // Приборы и техника эксперимента. 2013. № 4. С. 132 136.
5. Ваганов А.В., Жестков Б.Е., Сенюев И.В., Целунов М.М., Штапов В.В. Методика исследования воздействия высокоэнтальпийного гиперзвукового потока на теплозащитные материалы // Материалы XXVII Научно-технической конференции по аэродинамике. ЦАГИ. 2016. С. 59 60.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ШЕРОХОВАТОСТИ НА ОБТЕКАНИЕ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ТЕЛ ГИПЕРЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ ВЯЗКОГО ГАЗА

Е.А. Александрова¹
С.В. Александров²

aleksandrova.evg@gmail.com
splavgm@gmail.com

¹ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

²МФТИ, Жуковский

Шероховатость обтекаемой поверхности – одна из основных причин, вызывающих ранний ламинарно-турбулентный переход (ЛТП). В области ЛТП тепловой поток к поверхности гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) возрастает до значений, соответствующих турбулентному режиму обтекания. Так как теплообмен в турбулентном пограничном слое в несколько раз интенсивнее, чем в ламинарном пограничном слое, исследование влияния шероховатости на ЛТП является важной задачей для разработки теплозащиты ГЛА.

В данной работе исследуется влияние шероховатости на обтекание тел осесимметричной конфигурации. На основе эксперимента, проведенного в ударной трубе УТ-1М ЦАГИ, по обтеканию тела вращения гиперзвуковым потоком газа при числах Маха 5...8 проведено численное моделирование ламинарного обтекания модели без шероховатостей с целью анализа параметров течения в пограничном слое в месте, где расположена шероховатость.

Численное моделирование среднего стационарного поля течения выполнено при помощи программного пакета HSFlow (НИО-8 ЦАГИ), путем решения уравнений Навье–Стокса в консервативных переменных в двумерной осесимметричной постановке.

Проведен анализ течения в пограничном слое и рассчитаны характерные параметры для оценки влияния единичной шероховатости на ЛТП. Выполнено сравнение полученных оценок с известными экспериментальными данными для ЛТП, вызванного неровностью обтекаемой поверхности.

На основе экспериментальных распределений числа Стантона St по видимой части поверхности модели проанализирована область следа за цилиндрической неровностью, проведена оценка длины неустойчивой области следа за элементом шероховатости. Выделено три режима обтекания шероховатости гиперзвуковым потоком – докритический, критический и эффективный. Получены зависимости положения ЛТП за шероховатостью от определяющих параметров потока. Проведено сравнение этих зависимостей с известными экспериментальными данными.

АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ ОБТЕКАНИЯ ЗАТУПЛЕННЫХ КОНУСОВ ПРИ ЧИСЛЕ МАХА 6

Е.А. Александрова
А.О. Образ

aleksandrova.evg@gmail.com
obraz89@gmail.com

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Исследование процесса ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) в пограничном слое является одной из фундаментальных проблем современной авиационной науки. ЛТП в гиперзвуковых пограничных слоях существенно влияет на теплопередачу, поверхностное трение и отрыв. Ламинаризация пограничного слоя на элементах гиперз-

вуковых летательных аппаратов является одним из способов повышения их летных характеристик.

На сегодняшний день наиболее развитым инженерным подходом для предсказания положения ЛТП является $e-N$ метод. В настоящей работе расчеты положения перехода выполнены при помощи кода устойчивости HSFS (НИО-8 ЦАГИ), реализующего $e-N$ метод, в котором усиление возмущений моделируется в рамках локально-однородного приближения линейной теории устойчивости (ЛТУ). Критерием начала перехода служит пороговое значение N фактора, которое определяется эмпирически для заданных фоновых условий набегающего потока. Расчеты среднего стационарного поля течения выполнялись при помощи солвера HSFlow (НИО-8 ЦАГИ), решающего нестационарные трехмерные уравнения Навье–Стокса в консервативных переменных в криволинейной системе координат.

Основной задачей в данной работе является исследование устойчивости обтекания острого и притупленных конусов при числе Маха 6. По экспериментальным данным, полученным в ударной аэродинамической трубе ЦАГИ УТ-1М, вычислены пороговые значения N фактора N_{tr} , соответствующие началу ЛТП. Рассмотрено 25 пусков для радиусов притупления конуса от 0 до 4 мм. Показано, что помимо радиуса притупления модели на устойчивость течения влияют параметры внешнего потока.

В работе также проверена чувствительность расчетных значений точки начала ЛТП к выбору N_{tr} . Показано, что в диапазоне $4 < N_{tr} < 6$ не происходит качественных изменений в зависимости числа Рейнольдса перехода Re_{tr} от числа Рейнольдса Re_R , рассчитанного по радиусу притупления конуса.

Проведено сравнение расчетной зависимости $Re_{tr}(Re_R)$ с результатами эксперимента. В экспериментальном распределении $Re_{tr}(Re_R)$ выделено три области. Первая – область малых радиусов притупления носка, где число Рейнольдса начала перехода линейно растет с увеличением Re_R в соответствии линейной теорией устойчивости. Во второй области рост Re_{tr} замедляется, и экспериментальное распределение отклоняется от теоретического. Здесь включается другой механизм ламинарно-турбулентного перехода, который конкурирует с механизмом пространственного нарастания неустойчивых мод. Третья область начинается там, где появляется реверс ЛТП – точка начала перехода смещается вверх по потоку с увеличением Re_R . В этой области наблюдается высокая чувствительность местоположения перехода к неконтролируемым возмущениям, таким как: шероховатость носка, шум набегающего потока, вибрация модели. Здесь новый механизм, по-видимому, становится доминирующим.

АВТОМОДЕЛЬНОЕ И ПРЕДЕЛЬНОЕ РЕШЕНИЯ УРАВНЕНИЙ ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

В.В. Михайлов, Н.В. Самойлова

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Рассматривается осредненное течение в плоском турбулентном пограничном слое несжимаемой жидкости. Решение уравнений, описывающих такое течение, требует использования тех или иных дополнительных соотношений, поскольку число уравнений меньше числа неизвестных. Как правило, такие соотношения недостаточно обоснованы и приводят к правильным результатам лишь для ограниченного класса течений. Однако в некоторых специальных случаях такие дополнительные соотношения не требуются.

В данной работе приведено решение указанной ранее в [1] автомодельной задачи, когда внешнее течение соответствует стоку. Для замыкания этой автомодельной зада-

чи, в отличие от общего случая, достаточно знать лишь постоянный профиль дефекта скорости в пограничном слое. В [2] приведено решение указанной автомодельной задачи, основанное на использовании профиля, соответствующего некоторой модификации «закона следа» Коулса [3] при параметре Коулса $\Pi = 0$. Однако это нельзя принять оправданным, поскольку экспериментальные результаты, полученные в той же работе [2], показывают, что профиль скорости автомодельного течения должен быть чисто логарифмическим, что не обеспечивается принятой модификацией «закона следа». Автомодельное решение, основанное на подтвержденном экспериментально логарифмическом профиле скорости, получено в данной работе. При этом анализ этого автомодельного режима привел к некоторому соотношению между параметрами, которое не зависит от вида профиля скорости: $\beta = -N/(N+1)$. Здесь β – безразмерный градиент давления, параметр Клаузера; N – формпараметр. Указанное соотношение позволило уточнить введенный авторами в [4] критерий реламинаризации (реверса перехода) турбулентного слоя. Было показано, что автомодельный режим соответствует началу реламинаризации.

В работе использована и другая возможность получения точных результатов, когда не требуется привлекать методы замыкания. Такую возможность дает рассмотрение предельного режима сколь угодно больших чисел Рейнольдса. В этом случае для расчета некоторых характеристик течения число уравнений оказывается достаточным, поскольку предельные значения определенных параметров известны. Применение этого предельного решения соответствует в целом обтеканию тела невязкой жидкостью, то есть решению уравнений Эйлера. Однако решение уравнений Эйлера в ряде случаев неоднозначно. Оно соответствует или безотрывному обтеканию, или обтеканию с развитой зоной отрыва. В первом случае сопротивление тела равно нулю – парадокс Даламбера. Учет в предельном решении бесконечно тонкого турбулентного пограничного слоя позволяет получить достаточное условие безотрывного обтекания, при котором реализуется указанный парадокс.

Для предельного режима при обтекании гидравлически гладкого тела получено в квадратурах распределение параметра Клаузера и коэффициента трения по поверхности тела. Показано, что если на этом режиме нет реламинаризации слоя и нет влияния шероховатости, то отрыв потока локализован в задней критической точке тела, то есть справедлив парадокс Даламбера. Полученный результат проиллюстрирован примером предельного аналитического решения для случая симметричного обтекания эллиптических цилиндров. Установлено, что в этом случае достаточным условием безотрывного обтекания является неравенство $k < 4.78$, где k – отношение вертикальной к горизонтальной оси эллипса, направленной вдоль набегающего потока.

Литература

1. Таунсенд А.А. Структура турбулентного потока с поперечным сдвигом. – М.: ИЛ, 1959, 399 с.
2. Jones M.B., Marusic I., Perry A.E. Evaluation and Structure of Sink Flow Turbulent Boundary Layers // J. Fluid Mech. 2001. V. 428, p. 1 27.
3. Coles D. The Law of the Wake in Turbulent Boundary Layer // J. Fluid Mech. 1956. V.1, Pt 2, p. 191–226.
4. Михайлов В.В., Самойлова Н.В. О расчете коэффициента трения турбулентного пограничного слоя. Критерий реламинаризации слоя. // Ученые записки ЦАГИ. 2013. Т. XLVI, № 6, с. 58–68.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВСТРЕЧНОГО ВДУВА ГАЗА ЧЕРЕЗ ПЕРЕДНЮЮ КРОМКУ СЛАБО ПРИТУПЛЕННОГО КЛИНА В ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ПОТОК

Д.С. Амбарцумян, Э.Б. Василевский, И.В. Ежов

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Полет летательного аппарата в атмосфере со скоростью порядка нескольких километров в секунду сопровождается значительным повышением температуры воздуха за ударной волной. В ряде случаев температура поверхности обтекаемого тела существенно превышает температуру разрушения всех известных и потенциально перспективных материалов.

В данной работе рассматривается задача активной тепловой защиты острой кромки летательного аппарата или воздухозаборника путем вдува газообразного вещества через щель навстречу потоку. Вдуваемые в поток газы частично оттесняют горячий пограничный слой и, тем самым, существенно (в несколько раз) уменьшают тепловой поток к поверхности тела. При таком способе защиты практически нет ограничений на допустимый конвективный тепловой поток и на длительность процесса воздействия потока газа на тело. Важным положительным свойством этого метода является возможность многократного использования конструкции.

Целью данного исследования является экспериментальное изучение физических процессов, протекающих при вдуве вещества в высокоскоростной поток газа (воздуха): структуры потока, обтекающего тело; теплообмена потока с телом; течения вдуваемых веществ, – а также оценка влияния вдува на аэродинамические характеристики обтекаемого тела.

Рассматривается течение и распределение теплообмена на поверхности острого клина с углом полураскрытия 20° и длиной подводящего канала вдоль оси модели $L = 77$ мм, высота модели в кормовом сечении 30 мм. Высота щели канала подачи $H_s = 0.2$ мм. Условия набегающего потока в выходном сечении сопла трубы АДТ УТ-1М ЦАГИ при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 6$, давлении в форкамере $P_0 = 15$ атм, температура торможения потока воздуха $T_0 = 800$ К. Полное давление вдуваемого газа $P_v = 4, 6, 8, 16$ атм.

Результаты представлены в виде теневых фотографий и распределения чисел Стантона по поверхности клина.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, гранты №№ 14 08 00971 и 14 08 00793.

Литература

1. Черный Г.Г. Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью. – М.: Физматлит, 1959. – 220 с.
2. Ю.В. Полежаев, Ф.Б. Юревич. Тепловая защита. – М.: «Энергия», 1976. – 392 с.
3. Василевский Э.Б. Физические процессы при активной тепловой защите гиперзвуковых летательных аппаратов. – Жуковский: ЦАГИ, 2006. – 298 с.

КОМПЛЕКСНОЕ РЕШЕНИЕ ПРОБЛЕМ ПАССИВНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ КА «СПЕКТР М»

И.С. Виноградов
С.Б. Новиков, Е.С. Голубев

vinogradov@asc.rssi.ru

АКЦ ФИАН, Москва

Бортовой комплекс научной аппаратуры телескопа «Миллиметрон» (БКНА-М) космического аппарата (КА) «Спектр-М» включает в свой состав крупногабаритную, раскрываемую в космосе сложную конструкцию, в которой все подчинено обеспечению высокой точности антенны, а также глубокому охлаждению приемного комплекса и конструкции антенны.

Из-за весовых ограничений выводимой в космос полезной нагрузки в конструкции телескопа широко применяются современные материалы и прогрессивные проектно-конструктивные решения. В частности, значительная часть телескопа изготавливается из углепластика, а в системе пассивного охлаждения используются тонкопленочные экраны.

Наличие на борту обсерватории электроники, требующей нормальных (комнатных) температур для своего функционирования, а также разогрев обращенных в солнечную сторону поверхностей КА приводит к тому, что разброс температур между отдельными частями обсерватории достигает 350...370 К (от около 4 К в наиболее холодных зонах до порядка 360...370 К в наиболее нагретых). Применение для глубокого охлаждения газовых криогенных машин, холодопроизводительность которых объективно ограничена как их сравнительно невысоким коэффициентом полезного действия, так и общими весовыми и энергетическими ограничениями на борту КА, требует серьезного внимания к решению вопросов обеспечения высоких характеристик системы пассивного охлаждения, включающей узлы и элементы конструкции телескопа, которые соединяют составные части телескопа с существенно различными уровнями температур.

К числу наиболее важных узлов относятся силовые корпуса БКНА-М, соединяющие в единое конструктивное целое составные части обсерватории, а также переходный отсек (проставка), соединяющий БКНА-М с модулем служебных систем «Навигатор» КА «Спектр-М». Для уточнения требований к устройству корпусов и проставки потребовалось разработать тепловые математические модели и провести тепловой анализ, что было проделано силами коллективов разработчиков АО «ИСС», НПО им. С.А. Лавочкина и АКЦ ФИАН. В сообщении излагаются результаты работы, проделанной в АКЦ ФИАН.

Согласно заданию, определены следующие главные требования к обеспечению тепловых режимов конструкции БКНА-М:

- температура рефлектора и охлаждаемого контейнера (ОК) должна быть не выше 4.5 К, при этом паразитные теплопритоки от элементов конструкции БКНА-М в зону 4.5 К не более 0.1 Вт;
- температура криоэкрана (КЭ) должна быть не выше 20 К, при этом паразитные теплопритоки от элементов конструкции БКНА-М в зону 20 К не более 2 Вт;
- температура теплового экрана, расположенного напротив КЭ, должна быть не выше 50 К;
- температура оборудования неохлаждаемого контейнера (НОК) должна быть не выше 308 К.

Тепловыделение оборудования НОК не более 4 кВт.

Характерной особенностью теплового математического моделирования БКНА-М является необходимость решения пространственной задачи радиационно-кон-

дуктивного теплообмена в системе тел с учетом зависимости теплофизических характеристик материалов конструкции от температуры. Широко распространенные упрощающие допущения приводят в нашем случае к значительным погрешностям и методически некорректны. При использовании «грубых» допущений величины ошибок расчета в абсолютном выражении могут превышать искомые значения тепловых параметров во много раз. Для высокоточного теплового расчета необходимо применение численных методов и разбиение поверхностей и тел системы на большое число зон и узлов. Это повышает трудоемкость задачи и требует использования высокопроизводительной вычислительной техники.

Проведенное исследование включило в себя большой объем тепловых расчетов для видоизменяемых в ходе проектного поиска конструкций ОК, НОК, силовой конструкции, фермы для размещения экранов, самих экранов и других элементов конструкции КА. В результате были получены рекомендации, ориентирующие конструкторов, работающих над корпусами и переходным отсеком, на эффективное решение комплексной задачи создания оптимальных узлов БКНА-М с учетом всех существующих требований и ограничений. Для «базового» варианта были получены тепловые характеристики, обеспечивающие заданные требования к тепловым нагрузкам на активно охлаждаемые КЭ и другие элементы конструкции. В «улучшенном» варианте дополнительно предложены рекомендации по совершенствованию ОК, НОК и силовой конструкции.

К РЕАЛИЗАЦИИ ГЛУБОКОГО ОХЛАЖДЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ЗЕРКАЛА АНТЕННЫ БКНА М В ПРОЕКТЕ «МИЛЛИМЕТРОН»

И.С. Виноградов
М.Ю. Архипов

vinogradov@asc.rssi.ru

АКЦ ФИАН, Москва

Отдельные составляющие антенны космического телескопа «Миллиметронтон» должны быть охлаждены до температуры 4.5 К с помощью комбинированного пассивно-активного охлаждения.

Трансформируемое главное зеркало телескопа диаметром 10 м состоит из секторов и панелей, изготовленных из высокомодульного углепластика.

Финальное штатное охлаждение секторов и панелей зеркала производится с помощью газовых криогенных машин, соединенных с помощью теплопроводов (тепловых мостов) с активно охлаждаемыми элементами конструкции; при этом также необходимо конструктивно обеспечить максимально однородные температурные состояния секторов и панелей для уменьшения термодформаций и снижения «шумового фона» наблюдений.

В сообщении рассмотрены результаты расчетно-теоретических исследований, на основании которых разработаны рекомендации по реализации практических мероприятий для обеспечения требуемого теплового режима элементов конструкции антенны бортового комплекса научной аппаратуры телескопа «Миллиметронтон» (БКНА М).

О ПЕРЕСТРОЙКЕ РЕЖИМОВ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ РЕШЕТЧАТЫХ КРЫЛЬЕВ ПОД УГЛОМ АТАКИ

С.В. Гувернюк¹
Ф.А. Максимов^{1,2}
М.М. Симоненко¹
А.Ю. Чулюнин¹

guv@imec.msu.ru
f_a_maximov@mail.ru
sim1950@mail.ru
chulyu-n@mail.ru

¹НИИ механики МГУ, Москва

²ИАП РАН, Москва

Решетчатое крыло может быть эффективным элементом аэродинамических органов управления ракет и других летательных аппаратов. Оно представляет собой ячеистую конструкцию рядов тонких планов, перпендикулярных плоскости решетки. В сверхзвуковом потоке наблюдаются различные схемы обтекания решетчатого крыла. Основным является режим, при котором перед решеткой в целом не образуется отошедшей ударной волны, а ячейки решетки работают как сверхзвуковой воздухозаборник на расчетном режиме обтекания. Такое обтекание происходит при малых и умеренных углах атаки (относительно нормали к плоскости решетки). При этом в результате интерференции возмущений от соседних планов, образующих каналы решетки, и их взаимодействия с пограничными слоями возникают сложные ударно-волновые и отрывные структуры. По мере увеличения угла атаки эти структуры увеличиваются в размерах и распространяются вверх по потоку вплоть до передних кромок планов, что приводит к перестройке ударно-волновых систем на входе в каналы ячеек решетки. Присоединенные скачки слабого семейства на наветренной стороне планов перерождаются в присоединенные скачки сильного семейства с дозвуковой областью за ними. При достижении некоторого критического угла атаки, зависящего от числа Маха и относительного периода решетки, происходит запираение каналов и переход к режиму обтекания с глобальной отошедшей ударной волной перед решеткой.

В работе представлены результаты численных, экспериментальных и теоретических исследований сверхзвукового обтекания решетчатых крыльев при различных типах взаимодействия. Экспериментальные исследования выполнены в аэродинамических трубах НИИ механики МГУ при числах Маха воздушного потока $M = 2.5$ и 3.0 . Численные исследования выполнены для конечной решетки из 10 параллельных пластин и для бесконечной решетки с условием периодичности течения. Применена авторская многоблочная вычислительная технология решения уравнений Навье–Стокса и Эйлера, а также стандартная RANS технология с использованием SST модели турбулентности. Воспроизведены неперiodические и периодические режимы коллективного обтекания конечной решетки. В последнем случае решетка может рассматриваться как бесконечная. Выявлен гистерезис смены типов обтекания при увеличении и уменьшении угла атаки. Предложены аналитические оценки границы перехода режимов обтекания. Результаты расчетов согласуются с данными экспериментов.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 15-01-99623). Часть расчетов проводилась на МВС-100К-МСЦ РАН.

О СУЩЕСТВОВАНИИ НЕВЯЗКИХ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР В СВЕРХЗВУКОВЫХ КОНИЧЕСКИХ ТЕЧЕНИЯХ

М.А. Зубин, Ф.А. Максимов, Н.А. Остапенко ostap@imec.msu.ru

НИИ механики МГУ, Москва

Представлены результаты численного и экспериментального исследования структуры течения около V образных крыльев различной геометрии и их комбинации с коническим центральным телом при сверхзвуковом обтекании. Установлена возможность прогноза существования в ударном слое вихревых структур невязкого происхождения с использованием найденных критериев как в конических течениях около тел, отличных от крыльев с плоскими консолями, а также содержащих развитый отрыв турбулентного пограничного слоя под воздействием внутренних ударных волн. Во всех случаях наличие вихревых структур обусловлено величинами интенсивности контактного разрывов, исходящего из точек ветвления головной ударной волны, и числа Маха компонент скорости невозмущенного потока, нормальной лучу конической системы координат, проходящему через ту же точку ветвления. Определены существенные отличия в динамике развития течения с ростом интенсивности контактных разрывов около крыльев с центральным телом. При увеличении угла конуса, выполняющего роль центрального тела, несмотря на выполнение критериев существования вихревых структур, вихревые особенности Ферри исчезают. Это, как показал анализ, связано с тем, что при увеличении тела вытеснения две тройные точки ветвления головной ударной волны приближаются к передним кромкам и, следовательно, к поверхности консолей крыла. Контактные разрывы, идущие вдоль обеих консолей, попадают в соответствующие окрестности точек излома поперечного контура тела, где реализуется давление, близкое к его величине в критических точках. Торможение частиц газа по обе стороны контактных разрывов в указанных окрестностях приводит к сближению их полных давлений на сфере, а, следовательно, и снижению величины критериального соотношения, определяющего наличие вихревых структур в ударном слое. Указанные изменения в структуре течения приводят и к другим отличиям в режимах обтекания с отсутствием вихревых структур.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 15-01-02361).

ТРЕХУДАРНЫЕ КОНФИГУРАЦИИ, КОНТАКТНО-ВИХРЕВЫЕ СТРУКТУРЫ И НЕУСТОЙЧИВОСТИ, ИНИЦИИРОВАННЫЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ НА УДАРНЫЙ СЛОЙ В ГАЗАХ

Л.Г. Гвоздева¹
О.А. Азарова²

gvozdevalg@mail.ru
olga_azarova@list.ru

¹ОИВТ РАН, Москва

²Вычислительный центр им. А.А. Дородницына Федерального исследовательского центра «Информатика и управление» РАН, Москва

Трехударные конфигурации, сопровождаемые образованием контактно-вихревых структур, были обнаружены в задачах сверхзвукового обтекания с внешними источниками энергии на начальной стадии развития течения, которая близка к автотельной (см., например, [1,2]). В докладе при числах Маха набегающего потока $M = 4$ и 8 рассматриваются нестационарные трехударные конфигурации, контактно-вихревые

структуры и сопутствующие неустойчивости в широком диапазоне изменения показателя адиабаты газа γ в зависимости от характеристик источника энергии. Этот подход был предложен в [3]. Полученные результаты могут быть полезны при разработке методов контроля потока и проектировании сопел.

Моделирование основано на системе уравнений Эйлера для невязкого совершенного газа. Начальным условием для расчета является установившееся поле течения для стационарного обтекания цилиндрически затупленной пластины. В момент времени t_1 перед головной ударной волной возникает источник энергии в виде разогретого разреженного теплого слоя пониженной плотности $\rho_1 = \alpha_p \rho^\infty$ (и повышенной температуры $T_1 = \alpha_p^{-1} T^\infty$) с остальными параметрами, равными параметрам набегающего потока. Источник энергии движется вместе с потоком и далее взаимодействует с головной ударной волной. В расчетах используются комплексно-консервативные разностные схемы второго порядка аппроксимации [4] на ортогональной шахматной сетке с одинаковыми шагами по пространству; на поперечный размер тела приходится 1000 узлов.

В трехударной конфигурации рассматривались углы с направлением натекающего потока: ω_1 – угол, образованный падающей ударной волной, ω_2 – отраженной волной, ω_3 – волной Маха и ω_4 – контактной поверхностью (сдвиговым слоем). Для $1.1 \leq \gamma \leq 1.4$ получены зависимости рассматриваемых углов от степени разреженности газа в источнике энергии α_p , изменяющейся в диапазоне $0.11 < \alpha_p < 0.66$. Установлено, что угол ω_1 хорошо (с точностью менее 3% для умеренных α_p) приближается формулой $\sin^2 \omega_{pr} = \alpha_p$ из [5], выведенной для зависимости угла наклона фронта предвестника ω_{pr} . Таким образом, угол ω_1 возрастает по α_p и не зависит от γ . Получено также, что для всех рассмотренных значений γ при увеличении плотности в источнике (возрастании α_p) угол, образованный отраженной волной, ω_2 , имеет локальный минимум на интервале $0.11 < \alpha_p < 0.66$; угол волны Маха ω_3 слабо убывает по α_p , и угол контактной поверхности ω_4 возрастает по α_p . В то же время угол ω_2 убывает с убыванием γ от 1.4 до 1.1 (на 51.8% для $\alpha_p = 0.5$), угол ω_3 возрастает с убыванием γ (на 11.5% для $\alpha_p = 0.5$), а угол ω_4 практически не зависит от γ .

Исследовано также поведение давления торможения и силы фронтального сопротивления при изменении γ и α_p . Проведен детальный анализ течения в области нестационарных тройных конфигураций и контактно-вихревых структур потока. При $M = 8$ и $\gamma = 1.3$ проведено моделирование генерации неустойчивости Рихтмайера–Мешкова и получен механизм зарождения этой неустойчивости. Сделан вывод о типичности проявления этой неустойчивости с ростом M и убыванием γ для рассматриваемого класса задач.

Исследования частично поддержаны РФФИ, проект № 16-08-01228.

Литература

1. Georgievsky, P.Yu., Levin, V.A. Front Separation Flows for Blunt and Streamlined Bodies Supported by Localized Upstream Energy Deposition // 2nd Eur. Conf. Aerospace Sciences (EUCASS). 2007. P. 1–8.
2. Azarova, O.A., Knight, D.D., and Kolesnichenko, Yu.F. Pulsating Stochastic Flows Accompanying Microwave Filament / Supersonic Shock Layer Interaction // Shock Waves. 2011. V. 21. No. 5. P. 439–450.
3. Азарова О.А., Гвоздева Л.Г. Нестационарные трехударные конфигурации и контактно-вихревые структуры, инициированные взаимодействием источника энергии с ударным слоем в газах // Письма в ЖТФ. 2016. Т. 42. № 15. С. 59–66.
4. Азарова О.А. Комплексно-консервативные разностные схемы в задачах сверхзвукового обтекания простых аэродинамических форм // ЖВМ и МФ. 2015. Т. 55. № 12. С. 90–115.

5. Артемьев В.И., Бергельсон В.И., Немчинов И.В. и др. Изменение режима сверхзвукового обтекания препятствия при возникновении перед ним тонкого разрезанного канала // Изв. АН СССР. МЖГ. 1989. № 5. С. 146–151.

ОТРЫВ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОТОКА ГАЗА ОТ ПОВЕРХНОСТИ ТЕЛА, СОВЕРШАЮЩЕГО ДВИЖЕНИЕ НА НЕУСТАНОВИВШИХСЯ РЕЖИМАХ

Р.Я. Тугазаков

renatsan@yandex.ru

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Неустановившиеся режимы обтекания осуществляются, например, при колебательном движении летательного аппарата при снижении в атмосфере, резком отклонении одного из органов управления аппарата, движущегося со сверхзвуковой скоростью. Эти нестационарные движения приводят к образованию инерционных сил, которые вызывают отрыв потока от обтекаемой поверхности. То есть при нестационарном обтекании реального аппарата существуют вязкие силы, связанные с отрывом пограничного слоя, и инерционные силы, связанные с образованием в идеальном газе вихрей, которые тормозят поток. В данной работе приводится схема образования инерционных сил в нестационарных течениях, с помощью которой выводятся аналитические условия для отрыва потока газа при нестационарном обтекании тела. Показано, что при быстром изменении наклона части обтекаемой поверхности по времени образуются области с разными потоками газа. В результате столкновения этих потоков производная нормальной скорости к обтекаемой поверхности может при определённых условиях иметь разные знаки по обе стороны образующегося контактного разрыва. Это приводит к тому, что в одной области газ прижимается к поверхности, а в другой отходит от неё. То есть появляется сила, закручивающая контактный разрыв в вихрь, который всплывает над поверхностью. Полученные аналитические условия описывают ранее полученные данные численного моделирования и эксперимента при обтекании выпуклого угла [1–2].

Литература

1. Тугазаков Р.Я. К теории отрыва сверхзвукового потока невязкого газа в задачах газодинамики // МЖГ. РАН. 2016, № 5, с. 118–124.
2. Баженова Т.В., Гвоздева Л.Г. Нестационарные взаимодействия ударных волн. – М.: Наука, 1977, 274 с.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ УДАРНОЙ ВОЛНЫ С ПОПЕРЕЧНЫМ ПОТОКОМ

С.Б. Базаров

schreiben@umail.ru

МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва

Нестационарные струйные течения являются предметом внимания как с точки зрения теоретической газодинамики, так и возможности их практического применения. В данной работе рассматривается выход ударной волны в пространство при наличии поперечного течения. Данная постановка моделирует импульсную струю, истекающую из щелевого сопла. Исследуется влияние параметров потока на изменение формы дифрагированной волны. Приводятся примеры моделирования конкретных течений.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПОЛЕЙ ТЕЧЕНИЯ В ПРОФИЛИРОВАННОМ СОПЛЕ СО СМЕННЫМИ ОТСЕКАМИ ПРИ ЧИСЛЕ $M = 7, 8, 9$ ДЛЯ АДТ Т-117

С.М. Дроздов, А.Г. Наливайко, Д.С. Федоров,
Ю.И. Чистов, А.А. Чудаков

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Сверхзвуковые осесимметричные сопла широко используются в различных газодинамических установках. Применительно к аэродинамическим трубам особый интерес представляют профилированные гиперзвуковые сопла, предназначенные для формирования в рабочей части трубы однородного потока газа в изоэнтропическом ядре струи.

Изоэнтропические контуры сопел рассчитываются, как правило, методом характеристик, значения толщины вытеснения определяются либо в результате расчета ламинарного пограничного слоя, либо на основании эмпирических зависимостей для турбулентного течения (обратная задача). Таким способом были рассчитаны, спроектированы и экспериментально исследованы сопла на числа $M = 6...20$ аэродинамических труб ЦАГИ Т-121, УТ-1, ИТ-1, Т-117. Результаты исследований позволили рекомендовать предложенную методику для расчета контуров сопел промышленных гиперзвуковых установок.

Методика аэродинамического проектирования профилированного сопла со сменными отсеками контура в районе критического сечения позволяет получать в некотором диапазоне дискретные значения чисел M с удовлетворительным качеством потока. Эта методика была проверена и отработана на практике в АДТ Т-117, где на базе сопла на число $M = 10.5$ было спроектировано два специальных отсека, обеспечивающих реализацию течений газа с числами $M = 7.5$ и 8.3 .

В данной работе проводится численное исследование полей течения в проектируемом осесимметричном профилированном сопле со сменными критическими отсеками с диаметром выходного сечения 830 мм и длиной проточной части сопла 5000 мм. Сопло должно обеспечить однородное течения газа в рабочей части Т-117 с числами $M = 7, 8$ и 9 при заданных параметрах в форкамере. В комплекс задач по проектированию профилированных гиперзвуковых сопел для аэродинамических труб входит задача об исследовании течения газа в сопле заданной геометрии при определенных значениях числа Re и температуре стенки (прямая задача). Получить решение прямой задачи достаточно сложно, так как размеры изоэнтропического ядра и значения чисел M в нем определяются взаимодействием невязкого течения с пограничным слоем, параметры которого в свою очередь зависят от характеристик невязкого потока.

Альтернативным подходом является численное моделирование осесимметричного течения вязкого и теплопроводного газа (воздуха) в проектируемом сопле. В данной работе такое исследование было выполнено с помощью пакета программ Fluent в рамках системы уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу, с использованием моделей турбулентности Спаларта–Альмараса и SST.

Результаты расчетов, представленные в виде распределений чисел M по длине сопла и в ряде его поперечных сечений, согласуются с данными, полученными по методу характеристик с учетом влияния вязкости, что подтверждает надежность данного метода. Также в рамках этой работы проведено параметрическое исследование влияния разного уровня входной турбулентности в форкамере на картины течения в сопле и на срезе сопла, также проведено сравнение двух моделей турбулентности.

Полученные материалы будут использованы при проектировании нового сопла и сменных отсеков.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛЕТА СИСТЕМЫ ТЕЛ С УЧЕТОМ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ

В.Т. Лукашенко^{1,2,3}
Ф.А. Максимов^{1,2}

lukashenko-vt@yandex.ru
f_a_maximov@mail.ru

¹Мех-мат МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва,

²ИАП РАН, Москва

³ВЦ РАН, Москва

При входе в атмосферу метеорное тело под воздействием увеличивающего скоростного напора и теплового нагрева разрушается. При этом рассчитать баллистические характеристики каждого отдельного элемента представляется сложным из-за наличия в потоке соседних элементов и, как следствие, существенной интерференции. Разработан метод моделирования сопряженной задачи, когда баллистическая и аэродинамическая задачи решаются параллельно. Исходя из текущей конфигурации всей совокупности тел рассчитываются аэродинамические свойства каждого элемента, а затем изменяются координаты и скорости элементов в соответствии со скоростями и силами, действующими на них. Аэродинамическая задача решается методами вычислительной аэродинамики с помощью многоблочной вычислительной технологии, что позволяет рассматривать достаточно произвольные конфигурации системы и перемещать тела. Для описания течения около тела строится специальная сетка, обеспечивающая сгущение узлов около поверхности для описания вязкого пограничного слоя, что позволяет получать в том числе и адекватные параметры течения в следе за телами с образованием отрывных зон. Программа для решения задачи обтекания реализована для двумерного плоского течения, и именно в этом модельном случае рассматриваются особенности динамики полета системы тел.

В докладе приведены исследования аэродинамических сил, действующих на тела в системе из двух элементов, и результаты моделирования динамики системы в сверхзвуковом потоке. В качестве элементов рассмотрено несколько геометрических форм: круг, прямоугольники с разным соотношением сторон, половина круга. При расположении тел на прямой, перпендикулярной вектору скорости, на небольшом расстоянии между ними на тела действует расталкивающая сила, которая приводит к разлету. Приведено сопоставление теоретической оценки скорости разлета двух одинаковых тел, которая может быть сделана по результатам параметрических расчетов аэродинамической силы при разных расстояниях между телами, и расчета на основе реализованной модели решения сопряженной задачи. Реализованная модель позволяет рассматривать динамику системы тел с элементами разного размера, геометрической формы и массы, а также учитывать отличия в направлении и величине вектора скорости при задании начальных условий. Приведен пример движения при разлете двух тел в форме половины круга. При малом расстоянии между ними действует расталкивающая сила. Но при достаточном удалении из-за асимметрии формы образуется сила в направлении к друг другу. При начальном расположении тел относительно друг друга на расстоянии, не совпадающем с точкой равновесия, реализуется колебательное движение. Для реализации такого движения необходимо обеспечить невозможность поворота тел по углу тангажа.

При расположении тел вдоль потока расположенные ниже по потоку тела часто имеют меньшее аэродинамическое сопротивление, что в динамике приводит к дого-

ну и столкновению тел. Для возможности моделирования таких случаев в программе реализован обмен импульсами между телами при достаточном сближении. Приведен результат моделирования полета двух одинаковых тел, расположенных вдоль потока. В этом случае сзади летящее тело периодически подталкивает впереди летящее тело.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 17 08 00739). Расчеты проводились на МВС 100К МСЦ РАН.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗВУКОВОГО УДАРА. РАСЧЁТ И ЭКСПЕРИМЕНТ

А.Ф. Киселёв, В.В. Коваленко, Т.М. Притуло

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

Проблема создания сверхзвукового гражданского самолёта обусловлена рядом экологических и экономических ограничений. Экологические ограничения заключаются в обеспечении приемлемого шума на местности, снижении вредных выбросов продуктов сгорания топлива в атмосферу и обеспечении допустимого уровня звукового удара. Экономическая эффективность самолёта, определяемая стоимостью перевозки пассажира, существенно зависит от его аэродинамической эффективности, характеризующейся аэродинамическим качеством (отношение подъёмной силы самолёта к его сопротивлению). Если аэродинамические характеристики сверхзвуковых ЛА в настоящее время могут быть исследованы экспериментальным путём, в частности, в высокоскоростных аэродинамических трубах ЦАГИ и ИТПМ СО РАН, то этого никак нельзя сказать о проблемах, связанных с исследованием звукового удара, возникающего при полёте со сверхзвуковой скоростью. Причиной возникающих здесь трудностей является масштабный фактор между длиной самолета L (около 50 м) и высотой полета H (около 15 000 м), равный для типичного сверхзвукового самолета $H/L = 300$. А по единому мнению специалистов, именно проблема снижения уровня звукового удара является основным препятствием на пути создания гражданского сверхзвукового самолёта. Получить достоверные экспериментальные данные в этом вопросе возможно лишь с помощью самолёта-демонстратора в лётном эксперименте, что весьма и весьма дорого. Поэтому до сих пор основным инструментом исследования уровня звукового удара являются расчётные методы.

При полёте летательного аппарата со сверхзвуковой скоростью генерируемые им возмущения распространяются в атмосфере по законам нелинейной акустики. Для определения интенсивности звукового удара можно рассчитать весь процесс на основе уравнений Эйлера или Навье–Стокса. Теоретически это возможно, но практическая реализация такого подхода в настоящее время не имеет оснований из-за уже упоминавшегося выше масштабного фактора. Здесь на помощь расчётчикам приходит асимптотическое поведение возмущений вдоль азимутальных плоскостей, проходящих через продольную ось некоторого эквивалентного тела вращения. Определить начальные данные для этих плоскостей можно, воспользовавшись инвариантом Ю.Л. Жилина [1]. Согласно этой теореме, асимптотически удаленное решение можно связать с интегралом в ближнем поле на некоторой поверхности S , расположенной на небольшом удалении от самолёта (около 0.1...0.5 его длины). Набор данных по распределению давления в ряде поперечных сечений поля течения может быть получен с помощью вычислительной программы, разработанной В.В. Коваленко и А.Н. Минай-лосом [2]. Эти данные, в свою очередь, могут служить основой для расчёта интенсивности звукового удара с применением инварианта Жилина.

Чтобы отладить методику получения начальных данных для расчёта звукового удара, в аэродинамической трубе Т-113 ЦАГИ был проведен эксперимент на тематической

модели, под которой располагалась измерительная пластина с бароиндикаторным покрытием. Испытания проводились как в незагруженной рабочей части, так и при наличии двух моделей, одна из которых представляет собой тело типа конус–цилиндр, а вторая – схематизированный планер сверхзвукового самолёта с треугольным крылом. Экспериментально-расчётный метод, разработанный в ИТПМ СО РАН, основан на измерении возмущённого давления в ближнем поле модели, установленной в рабочей части аэродинамической трубы, и дальнейшем пересчёте данных измерений на большие расстояния с помощью квазилинейной теории. Для определения распределения давления в ближнем поле модели в ЦАГИ предложен метод, использующий люминесцентные преобразователи давления (ЛПД). Методика ЛПД основана на явлении тушения люминесценции органических люминофоров кислородом воздуха, при этом исследуемая поверхность покрывается тонким слоем полимера, проницаемого для кислорода и содержащего молекулы люминофора. Люминофор возбуждается светом соответствующей длины волны и измеряется интенсивность люминесценции или время жизни возбужденных молекул. Интенсивность люминесценции и время жизни обратно-пропорциональны давлению. По результатам расчётов определяются распределения давления на измерительной пластине.

Выполнено сравнение экспериментальных и расчётных данных в ближнем поле моделей ЛА в диапазоне чисел Маха от 1.75 до 2.15.

Литература

1. Жилин Ю.Л., Коваленко В.В. О связывании ближнего и дальнего полей в задаче о звуковом ударе. // Ученые записки ЦАГИ. — 1998. — Т. 29. — № 3—4.
2. Коваленко В.В., Минайлос А.Н. Расчет невязкого сверхзвукового течения около комбинации «крыло – фюзеляж». // Труды ЦАГИ.-1984.-Вып. 2251.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ТРЕХМЕРНОГО ОБТЕКАНИЯ ОСЕСИММЕТРИЧНОГО ТЕЛА С КОЛЬЦЕВОЙ ВЫЕМКОЙ НА ПОВЕРХНОСТИ

М.М. Симоненко
А.Ф. Зубков

sim1950@mail.ru
9392998@mail.ru

НИИ механики МГУ, Москва

Представлены результаты экспериментального исследования трехмерного сверхзвукового обтекания осесимметричного цилиндрического тела с кольцевой выемкой прямоугольного сечения на внешней поверхности тела. Подобные конфигурации тел встречаются во многих технических приложениях. Несмотря на относительно простую форму элементов конструкции при сверхзвуковом обтекании выемки формируется довольно сложное отрывное течение. В зависимости от геометрических параметров возможны различные режимы сверхзвукового обтекания выемки, классифицируемые в двумерном (осесимметричном) случае как открытый, замкнутый и переходный режимы течения. Ранее было установлено, что переходный режим отвечает области гистерезиса. В зависимости от начальных условий в области гистерезиса возможны как открытый, так и замкнутый режимы течения. Предшествующие исследования ограничивались, как правило, изучением осесимметричного обтекания относительно коротких кольцевых выемок. Под углом атаки условия обтекания кольцевой выемки существенно меняются. Повышенное давление на наветренной стороне поверхности приводит к возникновению окружного сходящегося на подветренной стороне течения, при этом на наветренной и подветренной стороне кольцевой выемки могут

реализовываться более сложные режимы течения. Изучение особенностей трехмерного сверхзвукового отрывного обтекания тел с кольцевыми выемками представляет интерес не только для фундаментальной науки, но и имеет важное практическое значение при выборе оптимальных конструктивных схем тел с кольцевыми выемками на поверхности.

Экспериментальная модель содержит цилиндрический корпус диаметром $D = 46$ мм. Внутри корпуса соосно с ним смонтирована выдвигная цилиндрическая штанга диаметром $d = 30$ мм. На свободном конце штанги установлен конический наконечник с диаметром основания D . Зазор между корпусом и наконечником образует кольцевую выемку с равновеликими высотами $h = 8$ мм переднего и заднего уступов. При перемещении штанги протяженность выемки менялась в диапазоне 54...160 мм. Эксперименты выполнены в аэродинамической трубе А-7 НИИ механики МГУ при $M = 3$ и $Re_1 = 3.5 \cdot 10^7$ 1/м. В ходе экспериментов при фиксированном угле атаки непрерывно изменялась протяженность выемки, а при фиксированной протяженности выемки – угол атаки, как в сторону увеличения, так и в сторону уменьшения. Осуществлялась скоростная съемка шлирен-изображений картин течения, также регистрировалось давление на заднем уступе выемки на расстоянии $h/2$ от поверхности корпуса.

По параметру относительной протяженности в зависимости от угла атаки определены границы областей, в пределах которых реализовывались различные режимы сверхзвукового обтекания кольцевой выемки. Обнаружены режимы течения, когда в области отрыва перед задним уступом выемки давление на подветренной стороне увеличивается при увеличении угла атаки и может превышать по величине давление на наветренной стороне. Исследования показали наличие достаточно широкого диапазона относительной протяженности выемки и углов атаки, при которых на подветренной стороне заднего уступа выемки реализуется парадоксальное повышение давления. Было также обнаружено существенное влияние условий формирования потока и состояния пограничного слоя перед выемкой на режимы ее сверхзвукового обтекания под углом атаки.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 15-01-99623).

МОДЕЛЬ ПОЛУКЛИНА ДВОЙНОГО УГЛА В ГАЗОДИНАМИЧЕСКОМ ПОТОКЕ

М.А. Котов

Л.Б. Рулева

С.И. Солодовников, С.Т. Суржииков

mikhail_kotov88@mail.ru

ruleva@ipmnet.ru

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва

В гиперзвуковых летательных аппаратах (ГЛА) постоянно совершенствуются технические решения отдельных узлов для улучшения их аэродинамических характеристик. Одним из фрагментов ГЛА, наиболее обсуждаемым и исследуемым, является воздухозаборник гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) [1,2]. Некоторые геометрии воздухозаборника ГПВРД интерпретированы в моделях для экспериментальных исследований в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе (ГУАТ) лаборатории радиационной газовой динамики ИПМех РАН. В настоящей работе приведены результаты экспериментальных исследований ударно-волновых конфигураций, возникающих при обтекании моделей воздухозаборника, содержащих полуклин двойного угла и одинарный полуклин, при различных взаимных положениях на числах Маха $M = 6...8$.

Изготовленная модель полуклина имеет первый угол 15° , который трансформируется в угол 30° . Она выполнена в двух вариантах: с острым и затупленным углом. Конфигурация моделей, имитирующая воздухозаборник, содержит сочетание моделей полуклиньев двойного и одинарного угла. Наиболее информативными явились фрагменты видеозаписи процессов обтекания моделей при отражении падающей ударной волны от нижних острой и затупленной кромок.

Эксперименты на ГУАТ дают возможность валидировать разрабатываемые в ИПМех РАН расчетные коды на моделях простых геометрических форм.

Литература

1. Котов М.А., Крюков И.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Расчетно-экспериментальное исследование структуры гиперзвукового потока в плоском канале сложной конфигурации. // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. 2015. Т. 1. № 1 (100). С. 4-21. (ПИНЦ, UlrichsWeb Global Serials Directory, Russian Science Citation Index (Web of Science). DOI: 10.18698/0236-3941-2015-1-4-21.
2. М.А. Котов, И.А. Крюков, Л.Б. Рулева, С.И. Солодовников, С.Т. Суржиков. Обтекание моделей гиперзвуковых летательных аппаратов и простых геометрических форм в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе. // Инженерный журнал: наука и инновации. № 9. 2016. DOI 10.18698/2308-6033-2016-09-1537.

ОСОБЕННОСТИ ОБТЕКАНИЯ НЕСИММЕТРИЧНЫХ ХВОСТОВЫХ ЧАСТЕЙ ТУРБУЛЕНТНЫМ ДОЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ

Г.Н. Лаврухин

В.А. Талызин

talyzin@tsagi.ru

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

В настоящее время в рамках исследования перспективных пассажирских самолетов проводятся исследования высокоинтегральных компоновок (например, типа «летающее крыло» с распределенной силовой установкой). Особенностью таких компоновок является взаимовлияние реактивного сопла и фюзеляжа летательного аппарата, поэтому важно минимизировать отрицательную интерференцию струи и планера, в том числе и в случае компоновок с плоскими соплами.

Обтекание плоских хвостовых частей в силу сложности моделей и течения около них, наличия трехмерных отрывных зон изучено в меньшей степени, чем осесимметричных.

Объектом испытаний являлись плоские несимметричные хвостовые части, обтекаемые турбулентным дозвуковым потоком. Целью испытаний являлось определение свойств обтекания таких хвостовых частей.

В результате исследований выявлены следующие свойства аэрогазодинамики плоских несимметричных и симметричных хвостовых частей:

1. по сравнению с сопротивлением эквивалентных осесимметричных хвостовых частей сопротивление плоских как несимметричных, так и симметричных хвостовых частей, в целом, выше в связи с эффектами перетекания потока с одних граней на другие («краевой эффект»);
2. при всех идентичных геометрических параметрах сопротивление несимметричных плоских хвостовых частей при наличии струи ниже сопротивления аналогичных хвостовых частей при отсутствии струи (эффект положительной интерференции);
3. коэффициент сопротивления несимметричных плоских хвостовых частей на

Секция 7

30% больше, чем у симметричных плоских хвостовых частей при идентичных геометрических параметрах;

4. коэффициент сопротивления плоских симметричных хвостовых частей, оставаясь выше коэффициента сопротивления осесимметричных тел, для плавных хвостовых частей при наличии реактивной струи и положительной интерференции с внешним потоком практически приближается к величине сопротивления эквивалентной осесимметричной хвостовой части.

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (грант № 16-31-00336).



ЭКОНОМИКА КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

АНАЛИЗ РИСКОВ И УГРОЗ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ НА РЫНКЕ УСЛУГ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

С.С. Корунов, Гудкова Т.И., Аветисян А.С. kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (научно-исследовательский университет)

Космическая деятельность в форме участия РФ на рынке услуг дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) характеризуется не только как конкурентоспособная и коммерчески эффективная, но и как достаточно рискованная с экономической точки зрения. Оценка экономических рисков и ущербов в этой сфере является обязательным и важным элементом для обеспечения коммерческой безопасности проектов ДЗЗ. Превентивность таких оценок позволяет не только обосновать пороговые значения границ коридора экономической безопасности проектов, но и выработать ряд мер по минимизации ущербов. Это позволит повысить уровень конкурентоспособности отечественных услуг на очень насыщенном конкуренцией сегменте космического рынка.

В докладе приводятся результаты многолетних исследований в этой области, критериальная база и система индикаторов угроз, предлагаются методические подходы к оценке ущербов и рисков.

СТРАТЕГИЯ ТРАНСФОРМАЦИИ ВНЕШНЕЭКОНОМИЧЕСКИХ СВЯЗЕЙ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Е.В. Парфенова

ev_parfenova@mail.ru
evgeniya.parfenova3@rsce.ru

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева»

В условиях сложившейся международной обстановки Российская Федерация активно подвергалась санкциям со стороны развитых государств, которые оказали негативное влияние на экономический рост страны. При этом ракетно-космическая промышленность, как высокотехнологическая отрасль РФ, не стала исключением.

Учитывая тот факт, что в данном направлении главными партнерами и заказчиками являются страны Северной Америки и Европейского союза, которые, в свою очередь, выступают основными катализаторами данного процесса, возникает потребность в кардинальных изменениях не только в кадровой политике внутри ракетно-космической отрасли, но и в изменениях стратегии в области внешнеэкономических связей. Поэтому в данной ситуации необходимо на первоначальном этапе искать новые каналы поставок комплектующих, а также изменять направления рынков сбыта. Такие действия становятся адекватной мерой минимизации политических рисков, заклю-

чающихся в международных санкциях, путем переориентации и диверсификации контрагентов.

Однако на первоначальном этапе переориентирования необходимо не только выделить перспективные для сотрудничества страны и найти адекватные способы оценивания потерь-выгод от изменения импортных поставок и экспортной структуры сбыта, но и проанализировать альтернативные сценарии минимизации рисков в условиях импортированных шоков для ракетно-космической отрасли.

Альтернативные варианты развития событий в кратко- и долгосрочной перспективе целесообразно рассмотреть, оценивая и соотнося между собой три компенсационных экономических эффекта: вытеснения, замещения и объема. Выявление доминирующего из них на сегодняшний момент дает мощнейший инструмент прогнозирования по сглаживанию отрицательных последствий от экономических санкций, а также закладывает основу для разработки антикризисной программы и стратегии развития отрасли в краткосрочном и долгосрочном периоде.

ДЕМОГРАФИЧЕСКИЕ И СОЦИАЛЬНО-ЭКОНОМИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ РАЗВИТИЯ НАУКОЕМКИХ ОТРАСЛЕЙ

М.И. Аникеева

anykeeva_emina@mail.ru

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева»

В работе рассматривалось влияние демографической ситуации в России и размер финансового обеспечения на развитие наукоемкой отрасли, такой как космонавтика. Результаты исследований показали прямую зависимость между рассматриваемыми показателями и непривлекательностью в данный момент инженерных профессий, а также представлены последствия старения кадров и пути выхода из сложившейся ситуации.

Цель исследования - показать корреляцию между демографическим положением в стране и числом работников разных возрастных групп в космической отрасли, а также рассмотреть взаимосвязь объемов финансирования отрасли и количественно-возрастным научным потенциалом. Провести аналогичный анализ на примере одного из отделов ПАО «РКК «Энергия». Сделать выводы, предложить пути решения, применимые как к рассматриваемому предприятию, так и к отрасли в целом в условиях ограниченного финансирования.

Актуальность темы - показана взаимосвязь ключевых показателей на старение кадрового научного состава в наукоемкой отрасли на примере одного из отделов космического предприятия ПАО «РКК «Энергия». Сделан анализ текущего положения, отражены последствия, предложены пути решения на государственном уровне.

МЕЖСТРАНОВОЙ И МЕЖОТРАСЛЕВОЙ АНАЛИЗ ПОЗИЦИЙ КОРПОРАЦИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ И ОБОРОННОЙ ИНДУСТРИИ

С.В. Володин

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрены позиции ведущих публичных мировых аэрокосмических компаний, занимающихся разработкой и продажами авиационно-ракетной и космической техники и вооружений (AeroSpace&Defense–A&D) с точки зрения капитализации и оборота.

Хотя капитализация не всегда отражает истинное положение акционерной компании (цены акций частично определяются спекулятивными факторами), ее величина и рост в долгосрочном периоде в сочетании с оборотом характеризуют успешность деятельности в своем секторе.

Межстрановой анализ по данным 500 крупнейших компаний показывает, что на первом месте по количеству находится США (209 компаний), далее с большим отрывом следует Китай (37 компаний) и прочие страны. Россия занимает в этом списке 17-е место с пятью компаниями (нефтегазовый и металлургический сектора). Если обратиться к межотраслевым сравнениям (для 37 секторов экономики, вошедших в рейтинг), то наибольшее количество крупнейших по капитализации компаний относится к банковскому сектору (71 компания). На втором месте также с большим отрывом идет нефтегазовый (31) и прочие сектора экономики. Корпорации аэрокосмической и оборонной индустрии занимают в указанном списке двадцатое место.

Крупнейшая компания сектора A&D, попавшая в данный рейтинг – Boeing – занимает в нем 27-м место. Следующая компания, работающая в этой же сфере – United Technology – находится на 45-м месте. Завершает триаду крупнейших аэрокосмических и оборонных компаний Lockheed Martin, деятельность которой в основном определяется госзаказом (64 место). Диапазон капитализации указанных корпораций составляет от нескольких десятков до ста с лишним \$ млрд. Необходимо также отметить, что крупнейшие зарубежные аэрокосмические корпорации существенно диверсифицированы по профилю своей деятельности и в российском понимании являются аналогами отраслей как по масштабам, так по степени диверсификации.

Компании США доминируют в рейтинге доходов от вооружения – 41 производитель в числе 100 ведущих корпораций. Великобританию представляют 10 производителей. По 7 представителей фигурируют из РФ и Японии, по 5 из Франции и Южной Кореи, 4 из Израиля, 3 из Германии, остальные страны представлены 1-2 производителями (2014 г.). Наиболее успешным из российских компаний рассматриваемого сектора за последние 5 лет является ОАО «Алмаз-Антей». Следует отметить и деятельность холдинга «Вертолеты России», который в указанный период имеет положительную динамику рейтинга. В целом же за указанный период в список «Топ 100» в разное время входили 13 российских компаний (в 2014 году там их оказалось 7).

Анализ рейтинговых позиций российских компаний показывает, что их финансовые показатели в зарубежных рейтингах рассчитываются по номинальным валютным курсам, близким к официальным, публикуемым Центробанком. С учетом реального соотношения внутренних российских и мировых цен эти позиции должны быть несколько сильнее представленных.

В целом компании A&D, внося заметный вклад в характер мировой политики и экономики, тем не менее, не являются ее определяющими лидерами по финансовым показателям. Значение аэрокосмической отрасли для экономик стран в настоящее время состоит в поддержании необходимого уровня обороноспособности и создании мультипликативного эффекта от увеличения совокупного спроса, необходимого для развития смежных отраслей. Наибольший коммерческий эффект (доходность и прибыльность) обеспечивается в ряде сегментов гражданских аэрокосмических программ.

ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТЬ ТРУДА В ВЕДУЩИХ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ КОРПОРАЦИЯХ: ДИНАМИКА И СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА

С.В. Володин

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В связи с растущей актуальностью представляет интерес рассмотрение вопросов, связанных с производительностью труда и смежных с ними, а именно:

- с помощью каких показателей можно практически измерить производительность труда с учетом неполной транспарентности компаний, работающих на рынках аэрокосмоса и вооружений (A&D);
- как сопоставить результаты измерений в долгосрочной динамике для различных компаний с учетом индекса цен производителей и паритета покупательной способности (ППС).

Рекомендуемый в российской практике показатель производительности труда как валовой добавленной стоимости на человека в год теоретически обоснован как показатель внутренней эффективности, но по ряду причин не вполне удобен для межстрановых сравнений и может быть заменен выручкой на человека в год.

Для предварительной оценки и с целью последующего сравнительного анализа производительности труда в различных корпорациях, возможно, использовать данные из их годовых отчетов, бухгалтерской отчетности и аудиторских заключений. Подобная информация у ведущих компаний является публичной и имеется на их официальных сайтах. Зарубежные компании приводят ее, начиная с начала 1990-2000-х гг., а отечественные – с середины 2000-х гг. (последние в ряде случаев делают это нерегулярно, не всегда оперативно и с различной полнотой ее предоставления в отдельные годы). Существенным дополнением, восполняющим возможные пробелы в данных, являются аналитические обзоры, публикуемые деловыми изданиями, консалтинговыми и рейтинговыми агентствами.

С начала XXI века просматривается в целом устойчивая тенденция роста сектора A&D со средним темпом примерно 2% в год, что несколько ниже темпов роста мировой экономики за этот же период (3,2%). Значения производительности труда в отдельных подотраслях A&D оставляют в среднем 218-407 тыс. \$/чел-год. Возможно выделить наиболее высокие значения производительности труда в подотраслях производителей оригинального оборудования (OEM – англ. Original Equipment Manufacturer) и двигательных установок.

При более детальном рассмотрении соответствующей информации за последние несколько лет можно обратить внимание на две группы зарубежных A&D корпораций: традиционно действующих в условиях высокой доли госзаказа и тех, в которых преобладают коммерческие программы. Деятельность в рамках госзаказа снижает ряд рисков и ограничивает конкуренцию, но не обеспечивает высокую загрузку предприятий в условиях низкой коммерциализации отрасли, что означает высокую зависимость от ограниченных бюджетных ассигнований.

На основании опубликованных годовых отчетов корпораций выявлены основные тенденции изменения производительности труда за последние десятилетия. Исследования отчетности ведущих российских и иностранных компаний показывают, что разрыв в производительности составляет примерно 3-5 раз с учетом ППС рубля к доллару. Разброс в производительности между отдельными российскими организациями в несколько раз выше, чем между зарубежными корпорациями. Одним из резервов роста производительности труда в среднесрочном периоде может быть совершен-

ствование стратегического управления сроками и стоимостью аэрокосмических программ, а в долгосрочном – коммерциализация деятельности.

МОДЕЛЬ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ТЕЛЕКОММУНИКАЦИЙ И ОЦЕНКА РИСКОВ В УСЛОВИЯХ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОГРАММЫ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ

В.В. Василевский

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Обеспечение эффективной разработки и реализации космических проектов двойного назначения ракетно-космической промышленности (РКП) в интересах задач обороны и безопасности, а также социально-экономического и инновационного развития Российской Федерации и ее регионов стало одним из важнейших инструментов государственной политики, обеспечивающим переход России к экономике, основанной на прогрессивных технологиях и научных знаниях, – инновационной экономике. Понимание выгод и преимуществ, которые можно получить, используя ракетно-космические технологии не только в деле обеспечения обороноспособности и безопасности, но и хозяйственной и иной деятельности государства, привело к тому, что ракетно-космическая отрасль выбрана одним из стратегических направлений развития нашей страны.

В настоящее время сформировалась устойчивая и неуклонно возрастающая общественная потребность в использовании технологий РКП самыми различными категориями конечных потребителей. Однако реализация в отношении России политика санкций ограничивает возможности разработки и реализации соответствующих социально-экономических проектов с учетом необходимости выполнения программ импортозамещения при создании и использовании по целевому назначению соответствующих космических систем и комплексов.

Одной из серьезных проблем, возникающих при использовании спутниковых систем связи и реализации других проектов двойного назначения, является информационное обеспечение конечных потребителей с требуемым уровнем эффективности и качества в условиях импортозамещения и связанной с этим заменой используемых соответствующих компонентов и электронной базы при создании ее наземных и бортовых средств. Наряду с информационным обеспечением потребителей в области обороны и безопасности, необходимо обеспечить доступ юридических и физических лиц в регионах России к информационным ресурсам, создаваемым за счёт средств федерального бюджета, сформировать внутренний рынок и расширить экспорт российских космических продуктов и услуг.

В связи с этими обстоятельствами поставлена и определена стратегия решения задачи разработки модели низкоорбитальной спутниковой телекоммуникационной системы «Гонец», учитывающей основные риски и угрозы, связанные с необходимостью выполнения предприятиями и организациями кооперации опытно-конструкторских работ по доработке составных ее элементов с учетом перехода на отечественную электронную базу и компоненты.

Использование полученной стохастической модели низкоорбитальной спутниковой системы телекоммуникаций обеспечивает получение оценок влияния основных технологических и экономических рисков на уровень информационного обеспечения конечных потребителей, а также выработку оптимального управления.

Таким образом, систематизация и оценка основных рисков целевого использования спутниковой системы телекоммуникаций определяет необходимость разработки информационно-аналитического и методического обеспечения системы управления космическими проектами РКП как инструмента формирования и реализации приоритетов научно-технологического развития.

РОЛЬ И ЗНАЧЕНИЕ ДАРПА В РЕАЛИЗАЦИИ АМЕРИКАНСКОЙ СТРАТЕГИИ КОМПЕНСАЦИИ (THIRD OFFSET)

Л.В. Панкова

lpankova@imemo.ru

Национальный Исследовательский Институт мировой экономики и международных отношений им. Е.М. Примакова Российской академии наук

В докладе рассматриваются два важнейших аспекта деятельности Управления перспективных исследований и разработок министерства обороны США (ДАРПА) на современном этапе:

- роль и значение ДАРПА в развитии высоких критически важных технологий и совершенствовании инновационной деятельности в сфере двойного назначения: военной и гражданской;

- значение ДАРПА в реализации новой американской концепции компенсации, объявленной в конце 2014 г. представителями военно-политической элиты США.

ДАРПА – это центральная организация американского военного ведомства, созданная в 1958 г. в ответ на запуск искусственного спутника Земли в СССР, установившая по истине «звездные» рекорды по развитию критически важных наукоемких технологий двойного назначения: микроэлектроника, компьютерные технологии, микроэлектромеханические системы, навигационная система GPS, Интернет, беспилотные летательные аппараты и др.

Ее ключевая роль - ответственность за поддержание американского технологического превосходства над потенциальным противником, и предотвращение технологических сюрпризов, подрывающих национальное превосходство США. Реализуется эта роль путем спонсирования высокорисковых и высокорезультативных исследований, обеспечивающих сужение разрыва между фундаментальными исследованиями и их военным/гражданским (то есть, двойным) использованием.

Конкурентное преимущество ДАРПА заключается в том, что финансируемые ДАРПА компании поддерживают непрерывность разработки технологий через свой механизм коммерческих продаж. Более широкое экономическое преимущество заключается в диффузии технологий, поддерживаемых ДАРПА, при их исключительных коммерческих характеристиках. Главный императив ДАРПА – радикальные инновации.

Третья стратегия компенсации предполагает реализацию новой военной инновационной инициативы (DII – Defense Innovation Initiative) по поддержанию и наращиванию американского военно-технического превосходства, основные положения которой в плане развития научно-технологического потенциала, разрабатываются ДАРПА. Ключевая компонента Инициативы МО США в области военных инноваций (DII), формирование Плана программы долгосрочного планирования в области НИОКР (LRRDPP – Long-Range Research and Development Program Planning). Данный план охватывает несколько технологических областей, включая робототехнику, автономные системы, миниатюризацию, обработку больших информационных массивов, перспективные космические технологии, новые производственные технологии (прежде всего, аддитивные технологии) и др. Реализация этого плана должна привести к технологическим прорывам в военной сфере, одновременно стимулируя программы эксперименти-

рования и разработки прототипов и для выработки новых оперативных концепций. Большие надежды возлагаются на процессы коммерциализации новых прорывных технологий.

К ПРИНЦИПИАЛЬНЫМ ОСНОВАМ ОТРАСЛЕВЫХ ЭКОНОМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Д.Б. Пайсон

dpayson@mail.ru

Объединенная ракетно-космическая корпорация

Рассматриваются основные аспекты ситуации в отраслевых экономических исследованиях в контексте проходящих структурных преобразований. Проблематичность ситуации обусловлена необходимостью выбора методологического подхода к субъектности крупных корпораций, по сути, интегрирующих внутри себя подотрасли в форме «монокорпораций» или структурированных конгломератов. Соответственно, предлагаются подходы к анализу субъектной роли Госкорпорации по космической деятельности «Роскосмос». Рассматриваются такие экономические категории, как избирательное вмешательство и цепочки стоимости (переделов).

Ключевым теоретическим вопросом мезоэкономических исследований в сфере космической деятельности представляется сейчас практическое приложение фундаментального принципа методологического индивидуализма либо перспективы его замены иным аналогичным постулатом.

Сделан вывод о принципиальной возможности двух разнящихся подходов к экономическому анализу космической деятельности в зависимости от значимости, придаваемой внутренней субъектной структуре Госкорпорации. Идентифицированы разнородные конечные продукты деятельности Госкорпорации. Обоснована применимость к создавшейся ситуации подходов и результатов исследований, связанных с проблемой избирательного вмешательства в «рынокподобных» структурах.

На наш взгляд, работа представляет собой шаг на пути выработки методологического консенсуса в профильном научно-исследовательском и управленческом сообществе, равно как и среди широкого круга специалистов в области космической деятельности и сотрудников смежных отраслей экономики, в части характера отношений по поводу национальной космической деятельности и природы соответствующих конечных продуктов.

АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ В ЭКОЛОГИЧЕСКОМ МОНИТОРИНГЕ ПРИ ОСУЩЕСТВЛЕНИИ ЭКОЛОГО-КОМПЕНСАЦИОННОГО ПРОЕКТА УЛУЧШЕНИЯ КАЧЕСТВА ПРИРОДНОЙ СИСТЕМЫ

Л.Б. Метечко

lmetechko@front.ru

А.Е. Сорокин

kaf503@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Экологические проблемы антропогенного загрязнения сред, связанное с этим снижение качества жизни, изменение климатических параметров и нарастающий дефицит ресурсов, включая продовольственную проблему, приняли в последние десятилетия угрожающие тенденции компонентов глобального кризиса.

Секция 8

Известно, что промышленное освоение природных объектов для снижения перечисленных угроз во многих регионах мира сдерживаются нерешенностью экологических проблем.

Следует отметить, что как правило, затраты на снижение ущерба или предотвращение неблагоприятных экологических последствий от уже реализованных хозяйственных проектов подчас превышают расходы на сами проекты, более того, в десятки и сотни раз превышают затраты, на предупредительные мероприятия, осуществить которые можно было бы на начальных этапах развития негативных явлений.

Поскольку изменения, вносимые человеком в природную среду, и экологические эффекты, порождаемые его деятельностью, имеют, по крайней мере, региональный, а часто и глобальный характер, без аэрокосмических средств наблюдения нельзя своевременно не выявить их, ни проследить их динамику, ни дать полной картины происходящего.

Необходимо при этом учесть, что антропогенные изменения природной среды происходят на два-три порядка быстрее, чем природные, и уследить за ними уже невозможно без высокотехнологичных аэрокосмических средств наблюдения и контроля.

В наше время эффективно решить столь сложную задачу можно лишь единственным способом: регулярной съемкой земной поверхности с самолетов и спутников, то есть аэрокосмическим методом экологического мониторинга.

В докладе рассматривается необходимость осуществления экологического мониторинга с использованием космических средств дистанционного зондирования природных систем на примере внедрения проекта эколого-компенсационных систем снижения антропогенных загрязнений прибрежной зоны Крыма.

Авторы подчеркивают актуальность и своевременность применения высокотехнологических аэрокосмических средств слежения и контроля за природными объектами, разработки которых уже ведутся в лабораториях и конструкторских бюро МАИ.

Проблемы экологической безопасности прибрежной зоны Крыма - вопрос, имеющий огромное значение не только с экологической точки зрения, но и с точки зрения государственной стратегии, охватывающей ряд социальных, медицинских, экономических и коммерческих аспектов, находящихся в тесной взаимосвязи.

В докладе даются терминология, определения и описание основных принципов формирования эколого-компенсационной системы прибрежной зоны Крыма, призванной обеспечить управление экологической безопасностью прибрежной акватории.

Детально представлены не только основные структурные компоненты необходимые для формирования указанной системы, но и даются конкретные предложения необходимые для формирования действующей эколого-компенсационной структуры на базе Московского авиационного института, обладающего для решения этой задачи материальным, научным и кадровым потенциалом.

УВЕЛИЧЕНИЕ ИННОВАЦИОННОГО ПОТЕНЦИАЛА КОСМИЧЕСКОГО ПРОЕКТА В СИСТЕМЕ «ДОНОР – РЕЦИПИЕНТ» НОВОВВЕДЕНИЙ И ИНВЕСТИЦИЙ В ИННОВАЦИОННУЮ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ

**В.В. Журавский, Б.Е. Курбатов
Н.Ю. Недбайло**

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В условиях дефицита бюджетного финансирования космической деятельности одной из наиболее актуальных проблем дальнейшего развития отрасли, в том числе и в нашей стране является поиск дополнительных внебюджетных источников денежных средств, необходимых для успешной реализации и завершения большинства ресурсоемких космических проектов и программ. Как правило, особенностью таких проектов является большой удельный вес НИОКР, направленных на повышение их конкурентоспособности в соответствующих сегментах рынка космических услуг.

Наиболее часто результатами указанных НИОКР являются нововведения, существенно повышающие инновационный потенциал проектов, обеспечивающие также дополнительные возможности притока в их бюджет дополнительных денежных средств за счет тиражирования и реализации на коммерческой основе инноваций, полученных на предшествующих этапах данного проекта-донора новых технологических, технических, организационно-экономических оригинальных решений.

Однако для реализации полномасштабных научных исследований, а тем более для отработки новых макетных образцов часто необходимо также иметь дополнительные финансовые ресурсы, причем в объеме, существенно превышающем текущие возможности бюджета проектов. Таким образом, проект – потенциальный донор инновации на предшествующих стадиях жизненного цикла часто является реципиентом инвестиций. В то же время коммерческая реализация инноваций часто переводит проект в разряд потенциального донора инвестиций инновационной направленности.

В рамках выполненного исследования рассмотрены различные механизмы и схемы реализации инновационной составляющей космических проектов с учетом требования оптимизации характеристик финансовых потоков в системе «донор – реципиент» инноваций. Показано, что определенные скоординированные организационно-управленческие решения позволяют существенно повысить инновационный потенциал не только отдельных проектов, но и совокупности взаимосвязанных проектов, программ и тем самым повысить экономическую эффективность их реализации.

ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ЭКСПЛУАТАЦИИ ИНОСТРАННЫМИ ЗАКАЗЧИКАМИ ВОЕННЫХ ВЕРТОЛЕТОВ

Е.А. Маслов

maslov_evgeny86@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Эксплуатация военных вертолетов на протяжении всего жизненного цикла данных летательных аппаратов представляет собой не только совокупность сложных техпроцессов, но также является очень затратной с экономической точки зрения.

В процессе эксплуатации вертолетной техники выполняются следующие виды работ: регламентные работы, текущий ремонт и капитальный ремонт.

Выполнению регламентных работ и текущего ремонта обучаются специалисты инозаказчика, которые выполняют эти работы у себя в стране. Кроме того, в неко-

торых случаях, гарантийная бригада поставщика, находящаяся в стране импортера, может оказывать содействие специалистам покупателя в выполнении данных работ.

Важным вопросом при осуществлении интегрированной логистической поддержки является наличие комплекта обменного фонда у инозаказчика. С одной стороны, содержание обменного фонда требует дополнительных затрат, с другой - сокращает время простоя вертолета в случае поломки какого-либо агрегата. Обменный фонд целесообразно создавать в случае большого парка вертолетной техники.

Необходимость в капитальном ремонте возникает значительно позже самой поставки авиатехники, после отработки вертолетом ресурса до 1-го ремонта или срока службы до 1-го ремонта.

Капремонт может выполняться в стране поставщика (на предприятии-изготовителе или авиаремонтном заводе), на территории инозаказчика (в случае создания мощностей по капремонту) или в третьих странах, в которых существуют мощности по капремонту данных вертолетов и в случае предварительного письменного согласия поставщика.

Создание центра по капитальному ремонту военных вертолетов за рубежом должно быть оправдано с экономической точки зрения, их создание и содержание не должно приводить к удорожанию обслуживания и ремонта летательных аппаратов.

Некоторые инозаказчики привлекают частные фирмы по аутсорсингу для обслуживания и ремонта авиатехники военного назначения. Одним из способов составления экономически эффективной схемы логистической поддержки военных вертолетов является расчет стоимости летного часа и соответствующая оплата услуг организации, обслуживающей летательные аппараты (при условии обязательного минимального налета). Но такой подход возможен только в случае, если фирма обладает возможностью осуществлять капремонт вертолетов и участвует на условиях «total care», т.е. когда привлекаемая организация выполняет все работы, необходимые для эксплуатации военных вертолетов.

ОТРАСЛЕВАЯ МОДЕЛЬ ПРОФЕССИОНАЛЬНЫХ КОМПЕТЕНЦИЙ В СФЕРЕ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

С.А. Володина

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Коммерциализация является необходимым условием повышения результативности и эффективности космической деятельности, что признается уже в течение более двух десятилетий. Преобладание в ракетно-космической отрасли работ в рамках госзаказа и соответствующая типология сложившихся организационных культур, соответствующая в большей степени целевым, а не коммерческим программам, затрудняет переход к государственно-частному партнерству в освоении космоса.

В требованиях к будущим профессиональным компетенциям персонала космических организаций уже сегодня должна учитываться необходимость действий в условиях нестабильности факторов окружающей среды и ужесточения конкуренции. При этом также остаются в силе потребности существенного повышения производительности труда в отрасли и конкурентоспособности ее основной продукции.

Все это должно найти отражение при разработке перспективной модели профессиональных компетенций, включающей профессиональные навыки, управленческие способности, способности к горизонтальным и вертикальным коммуникациям, интеллектуальный потенциал, самооценку и оценку других сотрудников, определение приоритетов.

Разработанная для каждой из перечисленных позиций модель профессиональных компетенций включает три градации профессиональной квалификации сотрудников: недостаточно квалифицированного, квалифицированного и гиперквалифицированного. Также сформирована типовая структура работ по внедрению модели профессиональных компетенций.

Внедрение модели профессиональных компетенций связано с изменением сложившейся в отрасли кадровой политики, в которой основное внимание уделяется профессионально-техническим навыкам и исполнительности сотрудников, но нередко недооценивается важность инициативы, творческого подхода к работе и т.п. Применение формализованной модели профессиональных компетенций позволит раскрыть интеллектуальный потенциал персонала организаций и снизить субъективизм в управлении человеческими ресурсами.

ИНТЕГРАЦИЯ МЕТОДОВ БЕРЕЖЛИВОГО ПРОИЗВОДСТВА И БЕРЕЖЛИВОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ В АВИАЦИОННОЙ ОТРАСЛИ

А.Е. Чаманкина
Д.В. Нестеренко

anya.chamankina@mail.ru
das-nesterenko@yandex.ru

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева

Авиационная промышленность является одной из стратегических отраслей России. Целью государственной программы Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013–2025 годы» является «создание высококонкурентной авиационной промышленности и закрепление ее позиции на мировом рынке в качестве третьего производителя по объемам выпуска авиационной техники».

Важнейшим направлением повышения конкурентоспособности продукции и предприятий авиационной промышленности является постоянное совершенствование не только качества продукции, но и технологических процессов, этапов проектирования производства в целом.

Способом достижения, поставленных целей являются такие концепции как: lean manufacturing (бережливое производство) и lean development (бережливое проектирование). Но на промышленных предприятиях России переход к бережливому производству не изучен, однако практика иностранных компаний, успешно внедривших концепции, показывает целесообразность перехода авиационных предприятий на данную технологию.

Особенности современного самолетостроительного производства определяют характеристики авиационной техники, и, следовательно, процедура подготовки производства перспективных авиационных комплексов обладает рядом специфических особенностей.

В докладе рассмотрена уникальность авиационной промышленности, выделены основные требования к качеству изготавливаемой продукции. Изучены концепции lean, рассмотрены возможности внедрения, приведена сравнительная оценка целесообразности применения в данной отрасли, с целью не только повышения качества изготавливаемой продукции, но и сокращения затрат и потерь на всех этапах производства.

ВЛИЯНИЕ УГРОЗ НА РАЗВИТИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ В РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Г.В. Ильяхинская

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Оценивая внутренние угрозы научно-технологической и экономической безопасности в космической отрасли можно выделить следующие группы:

1. Угрозы, вызываемые недостаточной подготовленностью инновационного менеджмента на высших уровнях государственного управления;

2. Угрозы, вызываемые преимущественно экономическими причинами, в том числе непродуманной экономической политикой - сокращение общего объема финансирования отечественных НИОКР; снижение качества системы образования, ухудшение подготовки кадров, значительное сокращение численности высококвалифицированных рабочих, техников, инженеров, ученых; ухудшение возрастной структуры занятых в сфере НИОКР и высоких технологий; отток за рубеж высококвалифицированных специалистов; недооценка человеческого капитала;

3. Угрозы, связанные с правовым обеспечением (отсутствие правовой охраны интеллектуальной собственности; использование патентных прав для активного вытеснения отечественных производителей с международного рынка технологий);

4. Угрозы, вызываемые недостатками системы стимулирования развития НИОКР и технологий (сокращение льгот по налогообложению для высокотехнологичных предприятий; отсутствие льгот на проведение НИОКР и сопутствующих им патентных исследований, а также льгот для предприятий, осваивающих новую технику и технологии; угрозы неконтролируемого и нерегулируемого государством экспорта технологий, ноу-хау и результатов НИОКР, наносящего ущерб экономическому, технологическому и оборонному потенциалу);

5. Угрозы, вызванные организационно-техническими причинами, в том числе нацеленность фирм на решение краткосрочных задач, в первую очередь на получение максимальной текущей прибыли.

Таким образом, для решения рассмотренных проблем необходимо с одной стороны создание государством соответствующей среды, которая способствует развитию инновационно-ориентированных предприятий, сохранению высококвалифицированных работников и притоку молодых специалистов в отрасль, а с другой стороны осознание самими предприятиями необходимости долгосрочного развития (вместо ориентации на краткосрочную прибыль), стимулирования и накопления интеллектуального потенциала.

МЕТОДИЧЕСКИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ПО ОЦЕНКЕ ФАКТОРОВ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИХ УРОВЕНЬ ИННОВАЦИОННОСТИ РАЗРАБОТКИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Е.П. Прохорова

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

При формировании современной концепции развития ракетно-космической техники важным вопросом является оценка уровня инновационности разработок и рост ин-

новационного потенциала у потребителей продукции и услуг космической деятельности.

В настоящее время сложился механизм оценки сложных наукоемких проектов, к которым относятся и космические проекты и программы. В его основе лежат известные критерии:

- стоимость проекта или программы;
- показатели качества разработки;
- потребительская стоимость;
- целевая эффективность;
- коммерческая эффективность;
- безопасность;
- экологичность;
- социальная эффективность и т.д.

Инновационный продукт несет в себе не только потребительскую стоимость – приобретая инновационный продукт, потребитель обновляет свои потребности, поднимая их на более высокий уровень, что способствует улучшению качества жизни, улучшению условий быта, приобретению новых знаний, навыков и т.д. Таким образом, среди критериев оценки наукоемких проектов и программ должен присутствовать показатель инновационности.

В отечественной и зарубежной практике наиболее широко используются следующие группы показателей, характеризующие инновационную активность: затратные, временные, показатели обновляемости и структурные.

В настоящее время ракетно-космическая промышленность является одной из наиболее динамично развивающихся отраслей промышленности России. За период 2006-2015 г.г. объем продукции, произведенной предприятиями РКП, значительно вырос. Из 14 стратегически выделяемых видов экономической деятельности в промышленности ни одного с темпами роста производства выше, чем в РКП.

Важным показателем, характеризующим место РКП в экономике России, являются затраты на НИОКР. Они составляют более 40% всех затрат из федерального бюджета на эти цели в целом по российской экономике. Таким образом, имея высокую долю НИОКР по проектам и программам можно говорить о том, что ракетно-космическая промышленность была и остается донором инноваций для всех отраслей промышленности России.

АНАЛИЗ КОНКУРЕНТНОЙ СИТУАЦИИ НА МИРОВОМ КОСМИЧЕСКОМ РЫНКЕ ЗАПУСКОВ

Г.Н. Белова, Н.А. Блинова

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В работе исследуются причины усиления конкуренции на мировом рынке пусковых услуг за последние пять-семь лет, связанной прежде всего с появлением частной американской компании «Space X», предлагающей запуски космических аппаратов на низкие околоземные и геостационарные орбиты по заниженным ценам, а также с успехами Китая во всех сферах космической деятельности, в том числе в сфере пусковых услуг.

Усиление конкуренции побуждает европейских и американских игроков рынка разрабатывать новые, модернизировать действующие средства выведения, совершенствовать организацию запусков. Эти меры конкурентной борьбы являются экономическими угрозами для России, чреватými потерей Россией лидирующих позиций

Секция 8

на рынке запусков и порождающими экономические риски, связанные с необходимостью принятия ответных действий, в частности ускорение работ по введению в эксплуатацию РН «Ангара 5», а также космодрома «Восточный».

ПРОДВИЖЕНИЕ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС И ОБОСНОВАНИЕ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЕЁ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В ГРАЖДАНСКОМ СЕКТОРЕ

Варванина Ю.В.

Ms.v.jull@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Коммерциализация результатов космической деятельности является важнейшим и необходимым инструментом развития отрасли. В докладе рассматриваются возможности применения российской навигационной системы ГЛОНАСС в гражданской сфере.

ГЛОНАСС – масштабный национальный проект, выполняющий различные задачи, в том числе государственной важности, и обладающий поддержкой Правительства и Президента РФ. Но данная инновационная система, естественно, применима и в гражданском секторе.

Возможность отслеживать во времени любой объект, оснащенный специальным устройством, наша своё применения во многих сферах: транспортное хозяйство, сельское хозяйство, контроль за вымирающими видами животных и т.д. Так, ученые планируют с помощью радиоошейников выяснить причину гибели амурских тигров в течении первого года жизни (по статистике смертность в первый год составляет около 50%). В сельском хозяйстве отслеживается местоположение техники и используются автоматические почвоотборники с ГЛОНАСС-приемниками. Но особую популярность, конечно, имеют услуги по транспортному мониторингу, то есть услуги по отслеживанию в режиме реального времени местонахождения любого транспортного средства (ТС), оборудованного специальной аппаратурой. Подобный мониторинг позволяет сократить следующие затраты: расходы на такой персонал, как курьеры и водители (большая часть затрат), расходы на топливо (на 10-50%), расходы на техническое обслуживание ТС вследствие уменьшения пробега (пробег уменьшается на 5-12%) и расходы на сотовую связь (до 50%).

Таким образом, можно отметить, что ГЛОНАСС обладает огромными научно-техническим, экономическим и социальным потенциалами. Внедрение системы в различные социальные и производственные сферы ведет к их качественному изменению. Необходимо повышать осведомленность о возможностях этой системы для ее максимального использования как на территории РФ, так и за рубежом.

РИСК-МЕНЕДЖМЕНТ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

В.М. Краев
А.И. Тихонов

kraevvm@mail.ru
engecin_mai@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Предприятия космической отрасли переживают значительный подъем. Возникает необходимость эффективного использования выделяемых на проекты финансовых средств, повышение производительности труда и снижения операционных расходов.

Для предприятий авиационно-космического комплекса риск-менеджмент является относительно новой сферой приложения знаний, тем не менее, управление рисками уже дало ощутимые финансовые результаты в финансовой банковской сфере.

Любой бизнес-процесс сопряжен с различными неблагоприятными воздействиями как внешнего, так и внутреннего характера - рисками. При реализации таких воздействий бизнес-процесс и предприятие, в целом, несут ощутимые финансовые потери. Профессионально построенная система управления рисками позволяет управлять предприятием по принципу опережения рисковых случаев.

Для действующих производственных бизнес-процессов, а предприятия космической отрасли относятся к таковым, наибольшую опасность представляют операционные риски.

Предлагается использовать на практике современный продвинутый подход по управлению операционными рисками. Этот подход позволяет снизить уровень операционных потерь предприятий до уровня 3-5% от валового дохода предприятия (или конкретного бизнес-процесса), в то время как традиционные базовый индикативный подход и стандартизированный подходы не позволяют снизить потери ниже 12-15%.

Список литературы

1. Краев В.М., Тихонов А.И. Риск-менеджмент в управлении кадрами // Конкурентоспособность в глобальном мире: экономика, наука, технологии. 2016. №8.
2. Краев В.М., Тихонов А.И. Управленческий консалтинг в авиационно-космическом комплексе // «Доброе слово», 2016. – 104 с.

ПРИМЕНЕНИЕ ФИНАНСОВОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ РИСКАМИ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ПРЕДПРИЯТИЯ

**Звягинцева И.И.
Зуева Т.И.**

**irel-ka@nxt.ru
t-zueva@list.ru**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

При реализации перспективных проектов создания аэрокосмической техники, актуальной остается проблема управления рисками, обусловленная высоким уровнем неопределенности среды, сложностью выполнения работ, в рамках установленных финансовых и временных ограничений и с учетом возможностей предприятий, исполняющих проект. Своевременное достижение запланированных показателей по объемам и стоимости используемых ресурсов в установленные периоды, способствует не допущению увеличения продолжительности разработки изделия и тем самым его удорожания, обеспечивает удовлетворение существующего спроса на технику с востребованными для потребителя характеристиками. Изменение сроков реализации проектов или значительное увеличение стоимости усугубляют риски предприятия, поскольку это может привести к потере предполагаемой доли рынка за счет появления конкурентных аналогов и убыткам, связанным с невостребованностью созданной техники. Поскольку на сегодняшний день потенциал отечественных предприятий отрасли находится на стадии развития, есть проблемы, связанные с нехваткой мощностей, ресурсов, потерянными опытом управления инновационными проектами, влиянием внешних и внутренних факторов, то предприятия несут высокие финансовые и репутационные риски при работе над новейшими проектами. В проведенном исследовании предложена концепция рыночно-ориентированного проектного управления, а также система управления рисками предприятия, созданная на основе данной концепции, с применением финансового моделирования и учитывающая современные условия функционирования предприятий аэрокосмической отрасли. Предложенная

Секция 8

система обеспечивает регулируемость, контроль и мониторинг ключевых показателей проекта, влияющих на финансово-хозяйственную деятельность предприятия, а также предоставляет возможность принятия оперативных управленческих решений руководством и инвесторами на основании формируемых финансовых стратегий и анализа сценариев развития. Практическая значимость в применении предлагаемого подхода к управлению состоит в снижении финансового риска и повышении устойчивости функционирования аэрокосмических предприятий в России.

АНАЛИЗ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ И КОММЕРЧЕСКОЙ ПРИВЛЕКАТЕЛЬНОСТИ ПРОЕКТА «МОРСКОЙ СТАРТ»

**Карбовская В.В.
Коцарева В.С.**

**valerika.95@yandex.ru
leryamerlenss@gmail.com**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Целью данной работы является изучение коммерческой привлекательности проекта «Морской старт», созданного в 1995 году на основании одноименного международного консорциума Sea Launch Company (SLC), в состав которого входили Boeing Commercial Space Company (США), Ракетно-космическая корпорация «Энергия» (Россия), КБ «Южное» и «Южмаш» (Украина), судостроительная компания Aker Solutions (Норвегия).

В связи с напряженной политической ситуацией 2014 года проект приостановил свою деятельность. Благодаря подписанию контракта между S7 Group и группой компаний Sea Launch в сентябре 2016 проект получил шанс на свое дальнейшее существование и реализацию многочисленных задач.

В настоящее время существует множество споров о необходимости и важности реализации данного проекта. В свою очередь, в работе предлагается рассмотреть привлекательность объекта с различных точек зрения: технической, экономической и экологической. А так же произвести расчет окупаемости данного проекта.

Основным преимуществом «Морского старта» является маневренность стартового комплекса, то есть возможность его перемещения в любую точку мирового океана для запуска РН. А так же его совершенство заключается в компактности, рационализме и экономической эффективности (при реализации планируемого количества пусков в год). И, несомненно, безопасность космодрома обеспечивается выше наземного варианта за счет применения технических разумных норм безопасности, используемых на морских судах.

Таким образом, можно сказать, что проект «Морской старт» является уникальным, он обладает качествами, привлекающими владельцев полезного груза.

ИННОВАЦИОННАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ НА РЫНКЕ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

М.М. Дацюк

mar.datsyuk@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Данные дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) уже давно стали ключевым фактором реализации эффективного управления для целого ряда отраслей. В долгосрочной перспективе прогнозируется резкое увеличение темпов роста рынка геоинформационных продуктов и услуг, однако уже сейчас российский рынок показывает

достаточно высокие темпы развития. К сожалению, доля отечественных решений все еще остается сравнительно небольшой из-за целого ряда проблем.

На данный момент основной задачей для ДЗЗ является обеспечение всех внутренних пользователей информацией высокого качества в кратчайшие сроки и по приемлемым ценам. Для этого потребуются целый комплекс инновационных мер, таких как:

- разработка соответствующей инфраструктуры для успешной коммерциализации результатов деятельности в области ДЗЗ;
- увеличение доли low-cost технологий;
- создание коммерческих группировок ДЗЗ, особое внимание следует уделить созданию группировок малых спутников высокого разрешения;
- государственная поддержка деятельности коммерческих компаний в области дистанционного зондирования;
- создание узко-профильных проектов, способных удовлетворить нужды узких сегментов рынка;
- изменение механизмов финансирования и организационной деятельности на государственных предприятиях, и их переориентация на рыночные принципы реализации деятельности.

Для успешного внедрения этих принципов потребуется устойчивый баланс спроса и предложения на отечественную геоинформационную продукцию. На основе анализа как самих мер, так и планируемых результатов их применения, можно сказать, что проведение инновационной политики является единственным ключом к устойчивому развитию отечественного рынка ДЗЗ.

ОСОБЕННОСТИ ВНЕШНЕЭКОНОМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

И.А. Гришанович
Д.В. Потапов

Efrina5@yandex.ru
1restartnow@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рынок ракетно-космической отрасли является одной из значительных составляющих научно-технического и экономического развития. Данная сфера деятельности нуждается в притоке инновационных проектов, а также в тщательной проработке организации производства на предприятиях ракетно-космической промышленности и способов управления международными проектами и программами.

Однако, сейчас этот рынок становится все более конкурентным, это обусловлено действиями таких игроков, как Индия и Китай, а также США, в частности корпорации SpaceX, это уже сейчас не позволяет России использовать свое традиционное преимущество низких цен на космическую продукцию и услуги. В результате требуется скорейший пересмотр существующей стратегии развития ракетно-космической промышленности.

Развитие внешнеэкономической деятельности предприятий ракетно-космической промышленности поможет решить задачи совершенствования космической деятельности.

Во-первых, стимулирование роста конкурентоспособности предлагаемых товаров и услуг на внешнем рынке, повлияет на параметры продукции и повысит стабильность и надежность космических аппаратов.

Во-вторых, развитие внешнеэкономической деятельности способствует увеличению прибыльности предприятий и, следовательно, снижению зависимости от государственного финансирования.

В-третьих, это способствует росту налогов, поступающих в бюджет.

Таким образом, внешнеэкономическая деятельность является важнейшим механизмом улучшения эффективности деятельности на предприятиях и их финансовых показателей, поэтому осуществление данных задач, а также удержание флагманских позиций на рынке пусковых услуг на коммерческой основе и расширение присутствия на рынке производства космических аппаратов за счет перспективных рынков развивающихся стран, должны стать важнейшими стратегическими задачами отрасли.

СТОИМОСТНОЙ АНАЛИЗ ПАКЕТОВ ЗАКАЗОВ ВОЕННОЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

И.А. Гришанович
Д.В. Потапов

Efrina5@yandex.ru
1restartnow@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Военная авиация является одним из важнейших родов войск, предназначенных для решения задач оборонного и наступательного характера совместно с другими новейшими военно-техническими средствами. Она меняет природу боя и характер операций, позволяя наносить мощные удары, одновременные или согласованные с ударами наземных и морских сил.

В докладе представлены результаты стоимостного анализа пакетов-заказов военной авиационной техники по ведущим странам-производителям.

Как известно, самолеты военной авиации делятся на 5 типов: многоцелевые истребители, штурмовики, самолеты заправщики, самолеты базовой патрульной авиации (БПА) и военно-транспортные самолеты. Из всех бороздящих небо военных крылатых машин истребители так и остались самыми скоростными и маневренными. Анализируя данные до 2015 года, на экспорт истребителей приходится 66% от всех пакетов-заказов на военную авиационную технику, при этом по стоимостной оценке большая часть приходится на такие страны, как США (69078,8 млн. долл.), Великобританию (14462 млн. долл.) и Россию (13245,4 млн. долл.)

Следующую позицию занимают военно-транспортные самолеты. Данный род авиации является средством Верховного Главнокомандующего Вооруженными Силами и позволяет обеспечивать перевозку по воздуху своих войск, боевой техники и грузов, а также выброску воздушных десантов. Их доля на мировом рынке составляет 22%, причем 66% приходится на США (25686,2 млн. долл.), 13% на Испанию (5179,1 млн. долл.) и 9% на Италию (3311,5 млн. долл.). Наша страна занимает четвертое место по экспорту данного вида военной авиации, это 822,3 млн. долл., что составляет 2% от всех заказов на военно-транспортные самолеты.

Самолёты-заправщики, как правило, не разрабатываются отдельно, а являются переделанными пассажирскими или транспортными самолетами, иногда и бомбардировщиками. Их доля на мировом рынке составляет 6%, большая часть экспорта приходится на Францию – 88% (9186,8 млн. долл.), США – 7% (680,5 млн. долл.) и Израиль – 3% (360 млн. долл.). Доля России составляет 1% (100 млн. долл.)

Доля пакетов-заказов на самолеты БПА составляет 5%. Уверенно занимает лидирующую позицию США, ее доля достаточно велика и составляет 78% (7024,6 млн. долл.). Анализируя стоимостные данные по экспорту БПА, можно отметить, что доля Испании по данному виду военной авиации составляет 9%, а доля Германии – 6%. Россия разделяет с Израилем шестое место по экспорту БПА, их доля составляет 1%, 100 млн. долл.

Самолет БПА Р-8А «Посейдон» является дальнейшим развитием серии противолодочных самолетов ВМС США и предназначен для замены на флоте устаревшего Р-3С

«Орион». Стоимость программы создания и закупки самолетов БПА составляет 32,7 млрд. долларов (в том числе 8,23 млрд. на разработку и испытание). Каталожная стоимость самолета – 171,57 млн. долларов (по состоянию на 2015 год и без учета НИОКР). По заказу МО США в общей сложности компания «Боинг» должна построить и передать военно-морским силам 109 самолетов данного типа (не считая пяти прототипов предназначенных для испытаний). Также корпорация осуществляет поставку самолетов вооруженным силам Индии (8 единиц плюс опцион на 4 самолета). Правительство Австралии также рассматривает вопрос приобретения 12 «Посейдонов» для замены самолетов БПА AP-3C. Завершение поставок ожидается в 2021 году.

Штурмовая авиация относится к специальному виду штурмовой авиации и имеется только в составе ВВС Италии и США. В других странах ее задачи выполняет истребительная, бомбардировочная и даже разведывательная авиация. Доля пакетов-заказов на штурмовики относительно всех заказов на военную авиационную технику крайне мала – всего 1%, причем общая сумма заказов составляет 1035,2 млн. долл. Можно отметить лидирующие позиции стран по экспорту штурмовиков: США - 28%, Россия - 18%, Великобритания - 17%, Грузия - 14%, Франция - 10%.

МЕТОДИЧЕСКИЕ ПРИНЦИПЫ ОЦЕНКИ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Ю.В. Карасёв

karasevjur@rambler.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Сегодня, в связи с процессами трансферта космических технологий из военной сферы в гражданскую, мировой космический сектор демонстрирует стабильное и динамичное развитие, что в свою очередь, приводит к формированию целого спектра коммерческих услуг в сфере космических технологий.

На текущий момент ситуация такова, что на мировом космическом рынке позиционируются несколько ведущих космических держав, каждая из которых обладает значительным научно-техническим потенциалом и представляет особый интерес для потребителя. В соответствии со сложившимися условиями на рынке, для определения позиции отечественных ракет-носителей среди продукции производителей-конкурентов используют различные методы, одним из которых является расчёт оценки конкурентоспособности, представляющая собой числовое выражение степени привлекательности продукта услуги для потребителя. Основой для расчёта такого показателя является множество различных параметрических индексов, данные о количестве запусков, а также характеристики ракет-носителей. Данный методический принцип расчёта отражает логику индуктивного движения от частного к общему. Актуальность расчёта конкурентоспособности отечественных ракет-носителей заключается в том, что через рынок ракет-носителей прослеживаются связи с такими сегментами, как рынок пусковых услуг, а также рынок спутников различных назначений, поскольку спрос на космические летательные аппараты (КЛА) диктует спрос на средства выведения, и, соответственно, спрос на запуски.

Дальнейший анализ полученных данных позволит выявить факторы, которые в той или иной мере оказывают влияние на текущие позиции продукции на рынке. При наличии прогнозных значений количества запусков допустимо также определять оценку прогнозной конкурентоспособности, что позволит в текущий момент времени оценить будущие позиции отечественных космических средств выведения относительно позиций конкурентов.

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ПРОИЗВОДСТВЕННОЙ СИСТЕМЫ ПРЕДПРИЯТИЙ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

Н.В.Просвирина
А.И.Тихонов

nata68.92@mail.ru
engecin_mai@mail.ru

Московский авиационный институт (научно-исследовательский университет)

Совершенствование производственных процессов, повышение их эффективности – неотъемлемая черта деятельности предприятий по производству авиационно-космической техники, двигателей и газотурбинных установок. Необходимость оптимизации работы при меньших затратах материальных, временных и человеческих ресурсов, повышения ее качества и надежности продиктована сложившейся экономической ситуацией на мировом рынке. Вопросы о совершенствовании производственных процессов, ресурсосбережении, сокращении затрат и увеличении производительности труда являются наиболее актуальными в промышленном секторе. Наиболее эффективным путем к этому является внедрение принципов бережливого производства, позволяющих предприятиям повысить конкурентоспособность.

Разработка и использование различных инструментов, систем и технологий, основанных на лучших мировых практиках, позволяет достичь стратегических целей предприятия и спрогнозировать успех. Основные методы, которыми достигается совершенствование, основываются на регулировании процессов производства, финансов, маркетинга, а также использовании интеллектуального капитала организации. Одной из составляющих эффективного внедрения «lean-технологий» является понимание важности таких факторов, как экономия ресурсов, времени, чистота рабочего места, отказ от каждого нерационального действия, необходимость делать свою работу лучше, чем она делалась ранее.

Необходимо внедрять на предприятиях алгоритм развития бережливого производства как основы организационно-экономического механизма снижения затрат, применении системы показателей оценки его развития и апробация методических рекомендаций по преодолению сопротивления персонала прогрессивным изменениям.

Результатом успешного преобразования является организация работы, чтобы обеспечить экономическую эффективность, конкурентное превосходство, освоение новых рынков инновационной продукции, обеспечение экономического развития и обороноспособности страны.

Список литературы

1. Тихонов А.И., Калачанов В.Д., Просвирина Н.В. Повышение конкурентоустойчивости предприятий авиационного двигателестроения в современных экономических условиях // Вестник МАИ. 2016. Т.23. №1.

2. Зеленцова Л.С., Тихонов А.И., Шестакова Е.В. Организационно-экономические инструменты обеспечения конкурентоустойчивости предприятия авиационного двигателестроения // МАИ, 2015. – 160 с.

ИННОВАЦИОННАЯ АКТИВНОСТЬ ПРЕДПРИЯТИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

В.А.Тихонов

vlatih@mail.ru

Государственный университет управления

Обязательным условием успеха дальнейшего развития России является переход к новому технологическому укладу посредством модернизации экономики. Повышение качества жизни населения возможно лишь за счет ускорения инновационных процессов и создания эффективной инновационной инфраструктуры. В ближайшее время должна сформироваться воспроизводственная система нового технологического уклада, который и определит глобальное экономическое развитие. В существующем информационно-технологическом укладе доминируют микроэлектроника, программирование и информационно-коммуникационные технологии. Конкурентоспособными останутся только те предприятия ракетно-космической промышленности (РКП), которые перейдут к новому укладу, где главными факторами будут нано-технологии, новые конструкционные материалы и альтернативная энергетика.

Большое влияние на инновационную активность предприятий Роскосмоса оказывают: генерирование инноваций; финансирование исследований и разработок; взаимодействие бизнеса и образования в области научных исследований; развитие кадрового потенциала инновационных предприятий.

Эффективному управлению инновационными процессами препятствуют целый ряд проблем: недостаточно развитая инновационная инфраструктура; недостаточный объем инвестиций в венчурной индустрии; низкая ликвидность венчурных инвестиций; неразвитость фондового рынка; отсутствие экономических стимулов для привлечения прямых инвестиций в предприятия высокотехнологического сектора; слабая мотивация участия российских предпринимателей в венчурном инвестировании в малый и средний инновационный бизнес в России.

Проблемы повышения инновационной активности предприятий РКП в настоящее время стоят достаточно остро. Необходимо обеспечить лояльность бизнеса к инновационным проектам и повысить заинтересованность государства и частных предпринимателей во вложении средств в инновационную деятельность. Обеспечить рост инновационной активности можно только при участии всех агентов инновационной сферы: государственных учреждений, производственных и предпринимательских структур, научных и учебных заведений.

МЕТОДЫ И ОСОБЕННОСТИ УЧЕТА КРИЗИСНЫХ РИСКОВ В МОДЕЛЯХ ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО ОБОСНОВАНИЯ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

В.Я. Коробатов, А.Р. Баковкин

vkorobatov@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В докладе рассмотрены различные подходы, методы и особенности учета кризисных рисков в моделях критериев технико-экономического обоснования в ракетно-космической промышленности факторов, обоснована необходимость увязки целей, задач и требований к инновационным изделиям с долгосрочными экономическими прогнозами.

Секция 8

В настоящее время экономическая ситуация в Российской Федерации оказывает ключевое влияние на развитие ракетно-космической промышленности (РКП). Реформа, произошедшая в конце 2015 года, в ходе которой было упразднено Федеральное космическое агентство «Роскосмос», а его функции были переданы одноименной Государственной корпорации по космической деятельности, послужила отправной точкой для оптимизации работы РКП в текущей экономической обстановке. Тогда же, была поставлена основная задача для новой госкорпорации – вывод из кризиса российской космонавтики. Не смотря на это, в 2016 году произошло сокращение бюджета Роскосмоса на 10%, а на федеральную космическую программу на 2016-2025 года было выделено 1,4 трлн. рублей, против 2 трлн. рублей, которые предполагались по первоначальному плану. В такой ситуации возникает острая необходимость в повышении эффективности использования средств. Очевидно, будут пересмотрены или урезаны некоторые проекты. Уже на сегодняшний день была сокращена лунная программа, отменено создание ракеты-носителя сверхтяжелого класса Ангара А-7, а так же ряда спутников и объектов инфраструктуры. Более того, министерство финансов проинформировало Роскосмос о планируемом снижении в 2017-2019 годах расходов на космос еще на 15%, что ставит под сомнение возможность реализации оставшихся задач, стоящих перед агентством. При таком развитии событий, для реализации даже самых жизненно важных для отечественной космонавтики идей, потребуется с одной стороны умелое и целенаправленное использование выделяемых средств, а с другой стороны принятие смелых и порой непопулярных решений.

Для продолжения эффективной работы отрасли следует оптимизировать механизмы преинвестиционного этапа жизненного цикла проекта. На данном этапе важное место занимает технико-экономическое обоснование (ТЭО), которое позволяет на ранних этапах создания получить полное представление о проекте для принятия решения об инвестировании. Увеличивается необходимость в увязке целей, задач и требований к изделиям с рисками для отечественной ракетно-космической промышленности. Наиболее приемлемым вариантом является учет такой увязки в рамках ТЭО. Такая модель особенно эффективно позволит выявлять на первоначальных этапах разработки недостатки и уязвимости, которые в последствие устранить либо вообще невозможно, либо их устранение потребует нерациональных затрат. В данном формате необходимо осуществлять анализ, оценку и управление рисками, а также применять статистические и экспертные методы прогнозирования динамики развития технико-экономических показателей проектов по созданию РКТ. На сегодняшний день предприятия отрасли не в полной мере учитывают кризисные риски при составлении ТЭО проектов. В связи с чем, возрастает вероятность ошибочной оценки перспектив изделий, как на российском, так и на международном рынке космических товаров и услуг.

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ КОМПЛЕКСОВ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

В.Р. Бурханов

burweel@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Оценка эффективности ракетно-космических комплексов является сложной задачей, так как существует ряд требований к комплексу, и соответственно несколько критериев выполнения этих требований. Критериями эффективности космического комплекса можно выделить:

- эффективность выполнения поставленной цели комплекса;
- вероятность успешного выполнения миссии;

- выполнение экологических норм и норм безопасности;
- экономические показатели.

Критерий эффективности характеризует выполнение системой поставленной задачи. Например, для универсальной ракеты-носителя это может быть отношение массы полезного груза к стартовой массе ракеты, для универсальной орбитальной платформы – отношение энерговооруженности к массе космического аппарата и т.п.

Критерием экономической эффективности может являться стоимость выведения одного килограмма полезной нагрузки на целевую орбиту. Для космического аппарата дистанционного зондирования Земли этим критерием может являться стоимость одного снимка или стоимость пакета целевой информации.

Для обеспечения экологической безопасности необходимо выделить вредные факторы, которые наносят ущерб окружающей среде. Каждый из вредных факторов не должен выходить за пределы допустимых значений или должны быть проведены мероприятия по их минимизации.

По результатам анализа критериев эффективности необходимо решить задачу многокритериальной оптимизации. Одним из таких методов является приведение к абсолютному экстремуму. Путем решения однокритериальных задач можно найти ряд экстремальных значений $extr$, $extr$ и т.д.

Таким образом, многокритериальная задача сводится к сравнительному анализу по одному критерию эффективности.

ПРИВЛЕЧЕНИЕ КВАЛИФИЦИРОВАННЫХ КАДРОВ В АЭРОКОСМИЧЕСКУЮ ОТРАСЛЬ

С.А. Хромова

sophi.pr@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Целью данной работы является определение основных эффективных инструментов и путей привлечения высококвалифицированных молодых специалистов в аэрокосмическую отрасль в современных реалиях.

Для такой передовой отрасли, как аэрокосмическая, привлечения компетентных кадров стоит сегодня особенно остро. Работа в аэрокосмической отрасли требует от соискателя качественного профильного образования и определенного набора знаний и умений, а значит, особенно актуально стоит вопрос привлечения в эту сферу на этапах профилирования в школах, поступления в ВУЗ, выбора специальности и прохождения практики во время обучения. Постановка акцента на привлечение потенциальных кадров со школьной скамьи важна, так как получение необходимого набора знаний и навыков с помощью дополнительного образования по многим специальностям данного направления практически невозможна из-за наукоемкости отрасли.

Именно на этих этапах сейчас привлечь молодежь сложнее, чем раньше: дети больше не мечтают стать космонавтами, уроки астрономии в школах сокращены, а в СМИ упоминаются в основном катастрофы. Но, несмотря на выпадение из ориентиров современной поп-культуры, аэрокосмическая отрасль по-прежнему является приоритетной, престижной, одной из наиболее динамично развивающихся и перспективных во многих развитых странах мира.

Сейчас особенно важно возвращать именно молодое поколение специалистов аэрокосмической отрасли, чтобы избежать эффекта разрыва поколений в этой сфере и иметь возможность как сохранять преемственность, так и наращивать темпы развития. Особенно важно в текущей ситуации:

Секция 8

- поддерживать и увеличивать количество технических конкурсов и площадок для учеников и студентов, которые мечтают делать космическую технику;
- развивать региональные образовательные программы, привлекать учащихся на аэрокосмические специальности, внедрять совместные программы по обучения предприятий и вузов; предлагать стажировки и реализовывать программы по трудоустройству на старших курсах;
- повышать привлекательность предприятий отрасли. Сделать акцент на возможностях, показать перспективы, развивать бренд работодателей компаний отрасли.

ИННОВАЦИИ В УПРАВЛЕНИИ ПЕРСОНАЛОМ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

А.П. Семина

semina-nasty@mail.ru

Московский авиационный институт (НИУ)

Инновационная деятельность в ракетно-космической и авиационной отрасли – это деятельность, направленная на поиск и реализацию инноваций с целью расширения производства и повышения качества изделий, совершенствование технологии и организации производства, на стимулирование научного, технического и технологического развития промышленности России в целом. Правительство РФ к 2020 году ставит перед собою задачу поднять экономику на новый уровень, основными направлениями которой будут являться лидерство и инновации.

Инновации в управлении персоналом – создание новых методов, процессов и методик управления, уход от традиционной модели. Инновационное управление персоналом должно основываться на принципах, не похожих на традиционные методы управления, инновации должны существовать в системе, которая охватывает весь процесс инновационного управления, быть неотъемлемой частью нововведений. Для увеличения конкурентоспособности отрасли необходимо сначала провести анализ причин, из которых станет ясна необходимость разработки и внедрения инновационного менеджмента в управлении персоналом. Анализ этих причин помогает специалисту создавать особую систему подбора, отбора, обучения, переобучения и адаптации кадров.

Самым главным и сложным звеном в любой организации является персонал, и он представляет собой один из важнейших ресурсов инновационного развития организаций, поэтому наибольшее внимание при изучении или исследовании необходимо уделять именно человеку, т.к. человеческий фактор может оказать существенное влияние на деятельность всей компании. При инновационном управлении от сотрудников требуется другой подход к работе, совершенно другие качества, такие как: гибкость мышления, мобильность, проявление творческого подхода к решению проблемы, универсальность (умение решать любые проблемы и выполнять любую работу), инициативность, целеустремленность и упорство, коммуникабельность (готовность всегда помочь), наличие лидерских качеств, высокого чувства ответственности, т.е. талант университета 3.0, который оперативно принимает решения.

Исследование направлено на изучение систем инноваций в управлении персоналом на предприятиях инновационной сферы авиационной и ракетно-космической отраслей, на разработку новых аспектов деятельности для повышения эффективности работы персонала и на выработку рекомендаций по выявлению таланта 3.0, определение направлений развития и включение инноваций в работу сотрудников.

ДУАЛЬНОЕ ОБУЧЕНИЕ КАК ФОРМА, ОБЕСПЕЧИВАЮЩАЯ ОПЕРЕЖАЮЩУЮ ПОДГОТОВКУ КАДРОВ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

А.П.Семина, М.А.Федотова

semina-nasty@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Дуальное обучение в узком смысле – получение образования студентом, теоретическая часть которого проходит на базе образовательного учреждения, а практическая – уже непосредственно на рабочем месте. Данная система позволит обеспечить отрасль высококвалифицированными кадрами определенных уровней, развить механизмы социального партнерства и сделать упор на практическую сторону обучения, использовать в обучении технологичные методы, формы и средства образования. Дуальное образование в широком смысле – это модель, которая обеспечивает взаимодействие различных систем, таких как определение потребности отрасли в кадрах, проведение профориентации, заканчивающейся выбором профессии студентом, получение образования в выбранной области, проведение оценки профессиональной квалификации на соответствие профстандарту, подготовка и переподготовка преподавателей, а также наставников на производстве. Целью проекта является разработать и реализовать систему современной дуальной подготовки квалифицированного персонала для предприятий аэрокосмического комплекса. Основными задачами стали: разработать, внедрить и распространить модель дуального обучения, обеспечить участие предприятий в финансировании дуального обучения и ориентированность не только на теоретической, но и на практической стороне обучения. В результате должны получить развитую систему прогнозирования потребности в кадрах, профессиональное образование, ориентированное на производство, увеличение участия и заинтересованности предприятий в образовании студента, вариативности образовательных программ, значительный рост уровня образования: знаний, умений и навыков рабочих профессий.

Каждая страна должна находить свой собственный подход к реализации обучения, так как многое зависит от культуры, традиций, сложившихся взглядов и стереотипов, от менталитета народа. Профессиональное образование страдает от старых образовательных программ, отсутствия сотрудничества с бизнес-сообществом и ответственности с его стороны за обучение собственных квалифицированных кадров на ближайшую перспективу, результатом чего становится то, что работодатели не могут найти высококвалифицированные кадры, подходящие для их организации.

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ОТРАСЛЕВЫХ СОВЕТОВ ПО ПРОФЕССИОНАЛЬНЫМ КВАЛИФИКАЦИЯМ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Д.В. Гришин

dvgrishin@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В настоящее время созданы два отраслевых совета по профессиональным квалификациям в аэрокосмической области: в авиастроении и в области ракетной техники и космической деятельности. Набор квалификаций профессий этих двух советов столь

тесно переплетается, что глубокая интеграция совместной работы просто необходима.

В качестве примера можно рассмотреть вопрос актуализации образовательного стандарта (ФГОС), на основании которого проводится подготовка персонала для аэрокосмической отрасли. Она начинается после утверждения профессионального стандарта (ПС), и в настоящее время действует временный регламент, определяющий основные этапы этого процесса. После утверждения ПС Минобрнауки России запрашивает в Национальном совете профессиональных квалификаций (НСПК) какие ФГОС затрагивает этот ПС. В НСПК запрос передают профильному отраслевому совету (СПК), а в случае если данный ПС не закреплен за СПК или такой СПК не сформирован как в авиастроении, то создается временная рабочая группа. Вопрос сопряженности ПС и ФГОС должен рассматриваться обоими советами: например, для ФГОС «Двигатели летательных аппаратов» или «Системы управления движением и навигация» достаточно сложно провести границу, и она в любом случае будет искусственно созданной. Разработчик ФГОС, например МАИ, проводит анализ и согласовывает с профильным СПК все изменения.

Отдельную сложность в настоящее время представляет отсутствие методики соотнесения требований ФГОС и ПС их взаимной комплементарности. Исходя из вышесказанного, важно наладить совместную работу советов по профессиональным квалификациям в авиастроении и в области ракетной техники и космической деятельности. Первыми шагами на этом пути могут стать: карта соотнесения существующих ФГОС и утвержденных либо запланированных к разработке профессиональных стандартов, согласование планов работ и обмен методическими материалами, перекрестный обмен экспертами и проведение совместных заседаний рабочих групп советов.

ОСОБЕННОСТИ МАТЕРИАЛЬНО-ТЕХНИЧЕСКОГО СНАБЖЕНИЯ ПРЕДПРИЯТИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Бочкарев И.И.

bych93@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Для бесперебойного функционирования производства необходимо хорошо налаженное материально-техническое обеспечение (МТО), которое на предприятиях осуществляется через органы материально-технического снабжения.

В условиях рынка у предприятий возникает право выбора поставщика, а значит, и право закупки более эффективных материальных ресурсов. Это заставляет снабженческий персонал предприятия внимательно изучать качественные характеристики продукции, изготавливаемой различными поставщиками.

В зависимости от объемов, типов и специализации производства, материалоемкости продукции и территориального размещения предприятия складываются различные условия, требующие соответствующего разграничения функций и выбора типа структуры органов снабжения.

На большинстве средних и крупных предприятий эту функцию выполняют специальные отделы материально-технического снабжения (ОМТС), которые построены по функциональному или материальному признаку. Рациональная организация МТС в значительной мере предопределяет уровень использования средств производства, рост производительности труда, снижение себестоимости продукции, увеличение прибыли и рентабельности предприятия.

Однако предприятия ракетно-космического комплекса имеют свои особенности, связанные с уникальностью производимой продукции, ее малой серийностью, а за-

частую и единичностью производства. Не стоит забывать и программе импортозамещения. Все это требует особого подхода к материально-техническому снабжению предприятий отрасли.

МЕТОДИЧЕСКИЕ ПОДХОДЫ К ФОРМИРОВАНИЮ СТРАТЕГИИ ЗАКУПОК ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ ДЛЯ ПРЕДПРИЯТИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Г.В. Степанов

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (научно-исследовательский университет)

В современных условиях, сложившихся за последние 25 лет в Российской промышленности, прослеживается острейшая зависимость предприятий ракетно-космической отрасли от поставок ЭКБ ИП (электронной компонентной базы импортного производства). Существующий уровень ужесточения экспортных ограничений на поставку высоконадежной ЭКБ на территорию Российской Федерации, а также увеличение потребностей по Гособоронзаказам создают потребность в создании единой стратегии закупок для отрасли по возможностям полного и своевременного обеспечения потребностей заказчиков с учетом происходящих изменений на рынке электрорадиоизделий. Для успешного проведения этих задач, в первую очередь, необходимо найти решение такой проблемы, как устранение стратегической уязвимости страны из-за отсутствия на территории РФ технопарков, способных удовлетворять потребность всех отечественных предприятий РКП в высоконадёжных электронных компонентах, необходимых для создания бортовой аппаратуры космических аппаратов. Кроме того, для обеспечения потребностей государственных предприятий в электронных комплектующих необходимо решение задачи по централизации закупок для отрасли путём создания единого центра закупок и сертификации компонентов, необходимого для технико-экономической эффективности и оптимизации закупок ЭКБ.

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ ПЛОЩАДКА ЭЛЕКТРОННОЙ КОММЕРЦИИ В АВИАЦИОННОЙ ОТРАСЛИ

Д.В. Штыров

shtyrovdennis955@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Актуальность выбранной темы обуславливается необходимостью создания реестра надежных поставщиков авиационной отрасли, а также отказом от привлечения третьих сторон в процесс совершения сделки.

Проведенный анализ подтвердил эффективность решения указанных задач путем создания автоматизированной электронной платформы.

Цель работы: разработать информационную систему, обеспечивающую удобный способ взаимодействия контрагентов, возможность поиска наиболее выгодных партнеров и товаров с поддержанием функции проведения взаиморасчетов между контрагентами в рамках системы.

Сегодня в авиационной отрасли выделяют 4-5 уровней поставщиков. Каждое из предприятий подуровня имеет от нескольких десятков до нескольких тысяч компаний, предоставляющих комплектующие изделия, что ведет к росту затрат и, как результат, увеличению конечной стоимости продукции.

Секция 8

Проведенные исследования показали, что существующие платформы взаимодействия поставщиков и заказчиков не имеют систем оценки контрагентов, или же они необъективны, что, в свою очередь, требует разработки информационной системы, которая упрощала бы процесс выбора поставщика и формировала бы объективную систему оценки и рейтинга контрагентов в авиационной отрасли.

Новизна данного исследования заключается в использовании новейшей технологии «умных» контрактов для реализации указанных задач. Использование этого метода позволяет переложить ответственность за контроль соблюдения условий сделки со сторонних организаций на математический алгоритм.

Разработка и внедрение автоматизированной платформы позволит:

- создать реестр поставщиков для дальнейшего его использования при выборе надежного партнера;
- сэкономить на собственном проведении анализа рынка и проверки потенциальных поставщиков;
- отказаться от услуг консультационных фирм, сократить цепочку поставщиков.

Таким образом, система будет взаимовыгодна как для заказчиков, так и для поставщиков.



КОСМОНАВТИКА И УСТОЙЧИВОЕ РАЗВИТИЕ ОБЩЕСТВА (КОНЦЕПЦИИ, ПРОБЛЕМЫ, РЕШЕНИЯ)

СУБОРБИТАЛЬНАЯ КОСМОНАВТИКА: ТЕНДЕНЦИИ, ВОЗМОЖНОСТИ, ПРОБЛЕМЫ ПРАВОВОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ПОЛЕТОВ

Ю.Н. Макаров¹
К.С. Каптелина², Э.Г. Семененко²,
Н.И. Стельмах²

Jewel522@yandex.ru
sergeeVE@tsniimash.ru
natali.stelmakh.85@mail.ru

¹Федеральное космическое агентство, г. Москва

²ФГУП ЦНИИмаш, г.Королёв, Московской обл.

В перспективе одним из показателей высокого статуса космической державы будет способность государства иметь суборбитальную космонавтику, осуществлять самостоятельные суборбитальные пилотируемые полеты в интересах экономики.

В настоящее время в Российской Федерации, США развернуты исследования и разработки в интересах формирования облика перспективных задач и средств использования суборбитальной космонавтики, разработка международно-правовых правил полетов суборбитальных космических средств для решения актуальных задач науки, космического туризма, транспортных операций и проведения научно-исследовательских экспериментов по отработке новых космических технологий.

В рамках федеральных целевых программ КД Руководством страны поставлены цели активизации КД и развития пилотируемой суборбитальной космической техники.

По оценкам специалистов в перспективе развитие пилотируемых космических полетов будет осуществляться поэтапно с переходом к широкому применению суборбитальных космических систем и формированию новой подотрасли КД.

Наряду с созданием и обоснованием технологий суборбитальной космонавтики потребуются развитие международно-правовой нормативной базы, регламентирующей порядок и критерии осуществления безопасной КД на этапах подготовки полетов, запуска, выполнения требуемых задач на орбите, обеспечения безопасного спуска и посадки суборбитальных средств в соответствии с требованиями законодательства государств.

Решение задач обеспечения безопасности реализуемых суборбитальных космических операций обусловит создание высококачественной техники для суборбитальных полетов и потребует государственной поддержки и стимулирования процессов создания парка конкурентоспособных суборбитальных космических средств, в том числе с использованием форм государственно-частного партнерства и принципов коммерциализации КД.

Разрабатываемая нормативно-правовая база должна представлять на стыке космического и воздушного пространств целостную систему международно-правового регулирования суборбитальной КД и обеспечивать межведомственную регламентацию правоотношений в этой области (с учетом положений международного космического права).

В докладе обсуждены задачи и предлагаемый комплекс мер по развитию необходимой нормативно-правовой базы развития пилотируемых суборбитальных по-

летов, даны предложения по решению состояния научно-технических и правовых проблем, подходы и пути осуществления организации космического туризма, предложения по внесению изменений и дополнений в Закон Российской Федерации «О космической деятельности», в части касающейся функционирования целостной отрасли суборбитальной космонавтики, обоснования создания парка суборбитальных космических аппаратов, организации и проведения экспериментальной отработки суборбитальных космических средств для пилотируемых полетов в интересах социально-экономической сферы, науки, обеспечения национальной безопасности.

В докладе приведены данные о научно-технических достижениях и перспективах становления и функционирования суборбитальной космонавтики.

Использование прогрессивных технологий в сфере космического транспорта позволит в ближайшей перспективе создать суборбитальную космонавтику - станет возможной, в том числе межконтинентальная «быстрая» перевозка пассажиров и транспортировка грузов на дальние расстояния на космопланах, часть полета которых будет проходить по баллистической траектории и затрагивать требования на стыке движения в космическом и «воздушном» пространствах.

Представляется целесообразным в краткие сроки провести всесторонний анализ положения дел в рассматриваемой области и тенденций развития нового направления, определить и обосновать потребности общества, которые могут быть удовлетворены за счет использования современных технологий суборбитальной космонавтики.

Макропроектирование требуемых космических суборбитальных систем с учетом научно-технических аспектов их создания и функционирования позволит гармонизировать новые юридические и технические нормы для организации производства и эксплуатации суборбитальных средств с требуемым уровнем надежности и безопасности на основе разработанного международно-правового обеспечения деятельности суборбитальной техники, а также с использованием «функционального подхода» к классификации суборбитальных полетов, выбору правовых режимов суборбитальных полетов, удовлетворяющих требованиям международного космического и международного «воздушного» права.

Принимая во внимание значимость и перспективы развития новой подотрасли космической деятельности, дана рекомендация Комитету ООН по космосу включить в повестку дня Научно-технического и Юридического подкомитетов вопросы, касающиеся научно-технических и правовых проблем формирования и реализации функций в области суборбитальной космонавтики.

ПРАВОВЫЕ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МИНЕРАЛЬНЫХ РЕСУРСОВ КОСМОСА

В.Е. Сергеев¹

А.В. Бондаренко¹

Л.В. Седых²

SergeevVE@tsniimash.ru

lvsedykh@mail.ru

¹ФГУП ЦНИИмаш, г.Королёв

²НИТУ «МИСИС»

Минеральные ресурсы относятся к невозобновляемым природным ресурсам. Особенно отмечена их ограниченность на Земле по редкоземельным металлам. Подготовленную к освоению часть минеральных ресурсов называют минерально-сырьевой базой. Расширение минерально-сырьевой базы на космические объекты является цивилизационной задачей, решение которой определяет будущее развитие всего человечества.

Исследование Луны показало наличие на ней значительных запасов полезных ресурсов, включая большие запасы воды. Предлагалась добыча и доставка с Луны изотопа Гелий-3.

Большой объем природных ресурсов находится на астероидах. На сегодня открыты и зафиксированы уже несколько сотен тысяч астероидов. Еще тысячи открываются каждый год. Существуют еще сотни тысяч подобных объектов, которые слишком малы, чтобы быть различимыми с Земли.

Разработке технологий по добыче минеральных ресурсов космоса уделяется достаточно внимания за рубежом. Появились инициаторы и инвесторы решения этой задачи. Компания Deep Space Industries объявила о планах по организации первой в истории коммерческой миссии, предполагающей добычу полезных ископаемых в космосе.

Deep Space Industries при поддержке правительства Люксембурга намерена в 2017 году вывести на низкую околоземную орбиту аппарат Prospector-X, который позволит протестировать ключевые технологии для выполнения основной миссии Prospector-1. Астероиды представляют особый интерес для компании Planetary Resources, глобальной некоммерческой организации Space Foundation, которая поддерживает и поощряет проекты, связанные с освоением космоса.

В Международной патентной классификации сформирован раздел «Устройства и способы добычи материала из вземных источников» – E21C 51/00. Среди патентов, защищающих решения по этому направлению: «Способ строительства шахт и рудников на космических объектах» патенты № 2423610, № 2368784, «Комплекс средств для получения He 3 из лунного грунта» патенты № 2353775, № 2328599, «Способ разработки лунного грунта для получения He-3 и устройство для его осуществления» патент № 2055206. Запатентована технология под названием «оптическая добыча», которая позволяет «выжимать» из недр астероидов объемы воды. Выделенная вода, предназначена обеспечить космические корабли недорогим топливом, что снизит стоимость миссий.

Правовым основанием и регулятором использования минеральных ресурсов космоса является международное космическое право, в частности, Договор о космосе 1967 года.

В США принят закон № 114-90 от 25.11.2015 «О конкурентоспособности космических запусков США» (раздел IV). Данный закон содержит коллизию (противоречие) с международным космическим правом, касающуюся прав собственности на ресурсы астероидов, планет и другие космические объекты.

Ученые РАН обратили внимание руководства страны на необходимость создание соответствующих законодательных инициатив и разработки законодательной базы Российской Федерации, закрепляющей права страны и ее компаний на коммерческое освоение космических ресурсов. Необходимо формирование новых высокотехнологических секторов национальной экономики, определяющей роль России в освоении космических ресурсов.

Таким образом, при оценке сценариев развития космической деятельности необходимо учитывать следующие положения:

- развитие технологий по освоению космических ресурсов вошло в стадию реальных космических решений по проектам и защите прав интеллектуальной собственности;
- сформированы заинтересованные группы предпринимателей и инвесторов, в том числе с международным сотрудничеством в области освоения космических ресурсов;
- в США оказывается государственная поддержка коммерческому частному использованию космического пространства.

Возникает задача совершенствования международного космического права по вопросам конкретизации условий освоения, добычи, присвоения природных космических ресурсов и развития национального законодательства Российской Федерации стимулирующего разработку соответствующих проектов.

При планировании развития ракетно-космической техники следует учитывать необходимость исследований и разработки проектов, обеспечивающих достойный статус ведущей космической державы в области освоения минеральных ресурсов космоса и обеспечить технологические возможности при реализации задачи использования космических ресурсов.

КОНЕЦ ЭРЫ УГЛЕВОДОРОДОВ И КОСМИЧЕСКИЕ СОЛНЕЧНЫЕ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ

В.М. Мельников¹

В.А. Комков²

¹ФГУП ЦНИИмаш, г. Королев Московской обл.

²Московский авиационный институт, г. Москва

Тезис об окончании эры углеводородов всё чаще озвучивается в СМИ со стороны высших эшелонов власти, но поскольку энергетика является наиболее инерционной сферой человеческой деятельности, практических шагов против катастрофических последствий обесценивания традиционных энергоресурсов пока в России не предпринимается. Промедление в сложившейся ситуации не допустимо. После одновременной аварии на 3-х атомных реакторах в Японии принята «императорская» программа создания космических солнечных электростанций (КСЭС), которую можно сравнить с программой создания атомной бомбы в СССР в середине прошлого века. Сроки создания КСЭС в Японии намечены на 2025 г. Поскольку цена «космического электричества» ожидается в 6 раз дешевле земного, то возможно быстрое завоевание Японией мирового энергетического рынка. Аналогичная ситуация наблюдается последние 20 лет в автомобильной и электронной промышленности России, где отечественные товары практически вытеснены японской продукцией. Создание рынка «космического электричества» приведёт к обесцениванию природных энергетических ресурсов России (нефти, газа, угля, урана) и потери Россией энергетической безопасности. Такие организации, как Газпром, Роснефть, Росатом с большими человеческими ресурсами и планами станут не востребованы уже в ближайшие десятилетия. Это катастрофа для страны и её необходимо предупредить.

Необходимость создания КСЭС связана в первую очередь с ущербом от природных катаклизмов, обусловленных техногенным воздействием традиционной энергетики на окружающую среду, а также колебаниями цен на нефть, провоцируемыми со стороны нефтедобывающих арабских стран, при безусловном исчерпании традиционных энергоресурсов в перспективе. Атомные и термоядерные электростанции, если их всё же удастся создать, не решают проблему, поскольку основаны на тепловом цикле и аналогично тепловым электростанциям, работающим на продуктах переработки нефти, интенсивно нагревают окружающую среду. Проблема может быть решена путём выноса процесса получения энергии за пределы биосферы Земли в космос и последующей трансляции энергии микроволновым или лазерным излучением на Землю. За рубежом рассматривается возможность перевода всей наземной энергетики на космическую к 2100г. Направление создания КСЭС может определять темп развития космической техники, способствовать решению социальных и политических задач, а также обеспечивать энергетическую, экологическую и оборонную безопасность страны.

Помимо альтернативы традиционным энергетическим источникам, таким, как тепловые, атомные и гидроэлектростанции, появляются новые возможности использования КЭС: обеспечение энергоснабжения удалённых и труднодоступных районов при отсутствии необходимой кабельной сети (районы Крайнего Севера России, Центральной Сибири, Канады, Гренландии, Арктики и Антарктиды, горные районы, пустыни, места стихийных бедствий и катастроф); решение проблемы пиковых нагрузок; зарубежные поставки; новые стратегия и тактика в решении оборонных задач, энергоснабжение Луны, Марса и других космических объектов и КА; решение проблемы астероидной и террористической (в электросетях, Крым) опасности.

Столь широкое поле использования КЭС, а также значительная стоимость из-за масштабыности системы, предъявляют серьёзные требования к выбору наиболее рациональных схемных и проектно-конструкторских решений с учётом последних и предполагаемых в перспективе научно-технических достижений для обеспечения возможно более низкой стоимости, простоты конструкции, удобства наземной отработки и эксплуатации, наличия отечественной элементной базы и научно-технического задела.

Российскими специалистами на основе анализа современного состояния и потребностей в перспективе энергетики больших мощностей в России и за рубежом, с учётом влияния на экологию окружающей среды, определён круг задач целесообразного использования КЭС социально-экономического назначения; разработаны предложения по выбору рациональных схемных решений и конструктивному облику на базе последних, преимущественно отечественных научно-технических достижений; предложены рациональные этапы создания КЭС. Уникальные возможности систем беспроводной передачи энергии открывают новые возможности решения широкого круга информационно-энергетических задач космической техники социально-экономического и оборонного назначения. Для России открывается возможность занять лидирующее место в мировом процессе разработки промышленных КЭС, как альтернативы обесцениванию или исчерпанию традиционных энергоресурсов. Влияние такой техники на международное и социально-экономическое положение России сложно переоценить, ожидается, что при развитии она будет сопоставима с такой успешной отечественной отраслью, как атомная энергетика. Необходимо создание и проведение в жизнь государственной программы создания КЭС, как это сделано в Японии.

К ВОПРОСУ О ПЕРЕХОДЕ ОТ ЧЕТВЁРТОГО К ШЕСТОМУ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОМУ УКЛАДУ ЭКОНОМИКИ

Н.Б. Бодин, В.Н. Дедов

Л.В. Куличкова, В.Д. Оноприенко

В.М. Чебаненко

agat100@roscosmos.ru

joner1@rambler.ru

ФГУП «Организация «Агат», г. Москва

Объединение фундаментальной и прикладной науки, технологий шестого уклада экономики, а также советского опыта образования и подготовки производства позволит сдвинуть промышленную политику на полтора цикла вперёд, т.е. даст России возможность перейти с четвёртого уклада в шестой уклад экономики.

В последние годы появилось такое понятие, как конвергентные технологии, к которым относят НБИКР (нано, био, инфо, когнитивные, ракетные и реактивные). Их конвергентность обусловлена высочайшей степенью увеличения эффективности при сопряженном, взаимоувязанном применении. При этом биотехнологии включают биомедицину и генную инженерию, информационные технологии, психофизическое

воздействие, компьютеринг и средства коммуникации, нейронауки, познания и получение знаний и сверхзнаний, а также развить широкомасштабное применение ракетных и реактивных технологий не только в космосе, но и на Земле.

Проработка организации реализации проекта в целом, которая включает:

- а. Создание цифровой – 3D модели изделия;
- б. Техничко-экономическое обоснование проекта по всему жизненному циклу его реализации, инвестиции, испытания и эксплуатации;
- в. Технологическое проектирование и выбор технологии изделия с подбором здания, станков, инструмента и оборудования с его изготовлением и наладкой;
- г. Системное образование (человека и роботов) для применения технологий в многолюдных регионах (при достаточном количестве квалифицированных рабочих) и безлюдных (при широком применении роботизации);
- д. Управление проектом по аналогии с системой ЕРСМ (сокращение от английского engineering – инжиниринг, procurement – снабжение, construction – строительство, management – управление) с предсказуемостью достижения желаемого результата, в гибкости распределения рисков и ответственности при реальном подходе к заказчику.

При переходе от четвертого к шестому экономическому укладу мало отойти от набора отсканированных чертежей в компьютере и отказаться как в пятом технологическом укладе от безбумажной технологии путём создания трёхмерной цифровой модели в сборе, но и повысить уровень образования человека и робота.

При внедрении технологий (аддитивных) шестого экономического уклада, мы должны достигнуть требуемого уровня (способности специалистов + прочности и гибкости материалов + эффективности техники), чтобы производить самокупаемые и инновационные продукты. На начальном этапе это будут продукты и продукция для своих заводов, а в будущем с выходом на мировой рынок – эти предприятия станут мировыми лидерами в области разработки и производства.

Основная задача госкорпорации – это гармонизация взаимодействия науки, техники, технологий во взаимосвязи кооперации ФНИИ, НИИ, ОКБ, СКБ с производством (опытных и серийных заводов на базе грамотного построения познания, образования (человека и роботов) и управление реализацией проекта по всему «жизненному» циклу.

ПРОГНОЗ, ВОЗМОЖНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ ОСВОЕНИЯ ЛУНЫ И ВЫБОР ТРАЕКТОРИИ ПОЛЁТА НА ОСНОВЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫХ ЭКОНОМИЧЕСКИХ ОЦЕНОК

**Е.А. Лаппо, В.Д. Оноприенко
А.М. Кирушкин, А.Н. Титов**

agat100K@roscosmos.ru

ФГУП «Организация «Агат», г.Москва

В 2017 году человечество отметит несколько космических событий в истории мировой и отечественной космонавтики, а именно:

1. Пройдет 60 лет с тех пор как на орбиту Земли был запущен первый в мире искусственный спутник нашей планеты, который летал 92 дня и совершил 1440 оборотов вокруг Земли.
2. Пройдет 50 лет как был отработан и испытан космический пилотируемый корабль «Союз», который был создан в период 1962-1967 годы.
3. Пройдет 60 лет с тех пор, когда впервые была разработана советская межпланетная программа под руководством С.П. Королёва, В.П. Мишина и М.К. Тихон-

равова, в которой ставились три задачи: первый полёт человека в космос, полёт в межпланетное пространство и экспедиция на планеты Солнечной системы.

В первой межпланетной программе ставилась задача создания тяжёлого межпланетного корабля (ТМК), тяжёлую орбитальную станцию (ТОМ), а также создание сверхтяжёлого носителя на базе ракеты Н1.

В ближайшем будущем в период 2016-2030 годы перед космонавтикой стоят следующие задачи:

- комплексное исследование вопросов освоения Луны;
- разработка и создание ракетно-космической техники в части ракеты-носителя тяжёлого и сверхтяжёлого классов;
- исследование и использование новых прорывных технологий будущего для дальнейшего развития космонавтики.

При решении этих задач главные проблемные вопросы будут связаны с экономическими возможностями страны. А поэтому выбор оптимальных путей решения той или другой задачи будет осуществляться при минимальных затратах с учётом гарантированного выполнения поставленных задач.

При освоении Луны одной из главных задач будет выбор траектории полётов из условий минимальных затрат.

Для выбора оптимальных траекторий полёта к Луне встаёт вопрос выбора ракеты-носителя, способного в период 2020-2030 годы решать вопросы применительно к:

- перспективным транспортным и пилотируемым корабля для осуществления полётов в околоземное пространство с посадкой на Луне и на Марсе, а также возврата их на Землю;
- повышенным полезным нагрузкам для решения задач на орбитах Земли на низких и высоких орбитах;
- необходимым полезным нагрузкам для решения задач на орбитах Луны и Марса, в точках либрации между Землёй и Луной, а также между Землёй и Солнцем, и на самой Луне;
- развитию российского присутствия на мировом рынке космических запусков во всем диапазоне исследуемых задач;
- созданию научно-технического задела по реализации новых прорывных технологий для основных систем, агрегатов, двигателей для космического комплекса, включающего создание сверхтяжёлого класса ракет-носителей для исследования Луны, Марса и исследования в целом Солнечной системы.

Лунные экспедиции с началом освоения Луны в научных, производственных и технологических целях будут представлять дорогостоящие и рискованные мероприятия. Не исключено, что в будущем окажется целесообразным использовать орбитальную платформу не только для запуска кораблей к Луне, но и для приёма кораблей, которые возвращаются с орбиты Луны или с базы на Луне. Таким образом эти корабли будут сохраняться для последующих полётов на орбиту Луны и на базу на Луне. Обеспечение такого манёвра требует огромных энергетических затрат, но задача может быть упрощена, если топливо для экспедиций будет накоплено на орбитальных станциях вблизи Земли и вблизи Луны.

Достоинством этой системы будет стандартизация операций, обеспечивающих полёты между Землёй и Луной. Возвращаемые ракеты будут курсировать между Землёй и Луной, между Землёй и околоземной орбитой, а также между орбитой Луны и посадкой на Луну.

Главной особенностью траекторий полёта человека на Луну и на Марс является то, что они должны быть пролётными, а не траекториями попадания. Это вытекает из требования максимальной безопасности перелёта. Траектория должна проходить на расстоянии нескольких десятков километров от Луны или Марса. Вблизи Луны и Марса

тормозной импульс должен перевести корабль на окололунную или околомарсианскую орбиту ожидания. Этот манёвр даёт свободу в выборе места посадки, позволяет ещё раз проверить надёжность систем перед тем, как начнётся спуск на Луну или на Марс.

ОБЗОР СПОСОБОВ И СРЕДСТВ ПЕРЕДВИЖЕНИЯ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОГРАММЫ ИССЛЕДОВАНИЯ И ОСВОЕНИЯ ЛУНЫ

О.С. Графодатский
В.А. Воронцов
А.М. Крайнов

grafodatsky@laspace.ru
vorontsov@laspace.ru
krainov@laspace.ru

ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина», г. Москва

Луна является первым космическим объектом, который будет освоен земной цивилизацией, и в 21 веке может начаться геополитическая конкуренция между государствами за лунные природные ресурсы. Для обеспечения будущих национальных интересов России в освоении Луны и дальнего космоса Федеральным космическим агентством проводится целенаправленная работа по изучению и освоению спутника Земли, конечным результатом которой является создание лунной научной обитаемой базы.

Реализацию создания лунной научной обитаемой базы в рамках Лунной Программы в ближайшие 20-25 лет совместной рабочей группой предлагается проводить тремя последовательными этапами «Луна-автоматы», «Луна-полигон» и «Луна-экспедиция», постепенно расширяя и наращивая форпост российского присутствия на Луне.

В докладе рассматриваются научные, технологические задачи и, соответственно, требования к средствам передвижения, которые призваны обеспечить выполнение каждого из этапов Лунной Программы в полном объеме.

Представляются перспективные способы и средства передвижения, которые имеют свои достоинства и недостатки в части проходимости, энергоэффективности, маневренности, скорости, удельному давлению на поверхность. Комбинирование различных типов движителя и варьирование режимов движения позволит сочетать их полезные качества.

ОБЩАЯ МЕТОДОЛОГИЯ СОВМЕСТНОГО ПРИМЕНЕНИЯ ОПЕРАТОРНОГО И АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ЛУНОХОДА В «НОЧНЫХ» КРАТЕРАХ НА ПОЛЮСАХ ЛУНЫ

С.П. Буслаев
В.А. Воронцов
О.С. Графодатский
А.М. Крайнов

se.bouslaev@yandex.ru
vorontsov@laspace.ru
grafodatsky@laspace.ru
krainov@laspace.ru

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», г. Москва

Близкое расстояние от Земли до Луны и небольшая задержка времени прохождения радиосигнала позволяли управлять «Луноходами 1 и 2» непосредственно с Земли. При этом человек в ряде случаев испытывал трудности при выборе маршрута движения и при передаче команд на «Луноход». Это происходило вследствие трудностей восприя-

тия и представления о пространственной картине рельефа по плоским изображениям на телеэкране.

Дополнительные трудности возникают при управлении движением луноходом в областях внутри кратеров, расположенных на полюсах Луны, в которых Солнце не освещает рельеф. В этом случае требуется искусственное освещение местности перед луноходом в направлении движения с помощью бортовых источников света.

Существенную помощь в управлении движением луноходом может оказать система автономного бортового стереозрения, позволяющая строить цифровую 3D-модель местности. Автономное стереозрение включает в себя две стереокамеры, процессор с программным обеспечением и датчики позиционирования стереокамер и лунохода в пространстве. Цифровая модель местности при этом должна строиться по результатам обработки двух стереоизображений как на борту лунохода, так и на Земле. Эта 3D-модель с рекомендуемым маршрутом движения будет отображаться на больших дисплеях группы управления и на специальных очках оператора.

Управление движением лунохода в этом случае является комплексным и реализуется как прямое управление движением с Земли после принятия решения оператором на основе визуальной оценки лунной ситуации, так и автономное управление движением лунохода без вмешательства человека. Бортовое автономное стереозрение при этом выполняет роль как дополнительного источника информации для оператора управления движением, так и бортового средства искусственного интеллекта, принимающего решения в случае необходимости. Такое функционирование обеспечивает адаптацию и гибкость логики управления движением и повышает надёжность безаварийного движения лунохода.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ.

Ю.А. Матвеев

matveev_ya@mail.ru

В.А. Ламзин, В.В. Ламзин

ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г.Москва

Программа развития средств дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) Российской Федерации на период до 2020 года и далее предусматривает наряду с развитием перспективных средств ДЗЗ поддержание созданных группировок космических систем, эффективную модернизацию их комплексов и создание модификаций космических аппаратов (КА). При модернизации космических средств ДЗЗ одновременно с созданием модификаций КА проводится доработка средств наземного комплекса. Принимаемые конкретные проектные решения обусловлены обычно целым рядом условий и ограничений технического, технологического и экономического характера. Модернизация комплексов, создание и введение в строй модификаций КА ДЗЗ дает возможность при ограниченных затратах продлить срок эффективного применения техники, рационально использовать созданную техническую и технологическую базу, вести отработку ключевых технологий при создании подсистем аппарата в обеспечение новых проектов. Особый интерес представляют прогнозные исследования направлений совершенствования модификаций КА при комплексной замене подсистем и влияния их ключевых технологий с учетом динамики функциональных связей и ограничений. Такие прогнозные исследования позволяют обоснованно подходить к определению

рациональных характеристик техники и технологии космических средств ДЗЗ; целенаправленно вести работу по развитию технологической базы и производства; планировать работу по совершенствованию организации исполнителей, кооперации и оптимизации состава, структуры участников работ. В докладе рассматривается задача комплексной оптимизации характеристик модификации КА ДЗЗ и подсистем, приводится алгоритм проведения исследований, который включает последовательное решение проектных задачи на верхнем и нижнем уровнях управления разработкой, при этом реализуется процедура согласования проектных решений. Такой подход с одной стороны даёт возможность учесть особенности проектно-конструкторских решений подсистем КА без расширения состава проектной модели, с другой стороны – оптимизация параметров подсистем аппарата на нижнем уровне управления (при детализации проектной модели) проводится с учётом динамики функциональных ограничений. Приводятся результаты исследования влияния комплексной замены подсистем и ключевых технологий на их разработку на технико-экономические характеристики модификаций КА, создание которых планируется в рассматриваемый период. Полученные на модельном примере оценки могут быть использованы для детального анализа эффективности перспективных космических средств ДЗЗ с целью прогнозирования их развития и расширения области применения.

БУДУЩЕЕ ПРИЗЕМНОЙ КОСМОНАВТИКИ

В.Д. Кусков
Е.Л. Новикова

kvd-nel@mail.ru

Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, Москва

Космонавтика с момента ее зарождения ориентировалась только на РН вертикального старта. Это основное направление поддерживается и сегодня. Как направление развития рассматривается создание возвращаемых первых ступеней ракет, восстановление кислородно-водородной техники. На сегодня космонавтика предполагается невозвращаемой. Однако, опыт применения орбитальных группировок и отдельных КА указывает на следующие слабо угадываемые проблемы развития приземной космонавтики:

- необходимость возвращения на Землю КА различного типа;
- необходимость ремонта отработавших КА и их повторного использования.

Направление дальнейшего развития приземной космонавтики представляется в виде единой эксплуатируемой (обслуживаемой) наземно-космической системы, включающей в себя выведение КС, эксплуатацию на орбите, возвращение КА на Землю, ремонт и восстановление в наземных условиях с последующим повторным применением.

Человечество очаровано и сегодня идеями Циолковского от ракетостроения к постижению устройства космического мироздания. Перспектива «лучистого» человечества — выход в космос и завоевание космического пространства. Во всех задачах рассматривается выход в космос вертикальным стартом, и в последнее время отрабатывается вертикальное возвращение первой ступени.

Идеи завоевания космического пространства волнуют умы создателей лунных и марсианских баз на основе сверхтяжелых носителей. Правда, уже раздаются робкие голоса: «А зачем это?». Постановка вопроса «ЗАЧЕМ?» носит гуманитарный философский характер, не более. Полеты на Марс не имеют пока серьезного обоснования. Пока науке не известен принцип космических перемещений, и улететь далеко от Земли невозможно. Реально только путем запуска автоматов-разведчиков в пределах Солнеч-

ной системы. Дозволенные средства перемещений дают землянам только возможности обустраивать приземную космонавтику активно сочетая достижения авиации и ракетостроения. Авиация позволяет поднять в аэродинамическом полете и вывести на уровень ракетного полета космические аппараты различного назначения, используя космические буксиры. Возвращение на Землю осуществляется переводом КА на монтажно-стыковочную орбиту с первой аэродинамической ступенью. Объект возвращается в транспортном отсеке аэродинамической ступени. В России разработан под руководством академика Образцова И.Ф. проект авиационно-космической транспортной системы (АКС) высокой технико-экономической эффективности. С помощью АКС в структуре космической эксплуатируемой системы могут быть реализованы проекты приземного космоса различного назначения.

УСТОЙЧИВОЕ РАЗВИТИЕ РОССИИ В ОСВОЕНИИ КОСМОСА

В.А. Леонов
А.В. Багров

leonov@inasan.ru
abagrov@inasan.ru

ИНАСАН, НПО им. С.А. Лавочкина, г. Москва

Условия достаточно скромного финансирования космической тематики в России вынуждают избегать затрат на малоэффективные направления исследований. Самые значимые направления в космосе наша страна осваивает наряду с другими космическими державами (ДЗЗ, коммуникация, разведка и др.). Изучение удаленных тел Солнечной системы нельзя считать приоритетным для нашей страны. В этих направлениях мы отстаем от NASA и ESA, даже несмотря на соучастие России в проектах «ЭкзоМарс», «Фобос-Грунт» и некоторых других, которые входят в ФКП России.

Вместе с тем современное представление о колонизации космоса позволяет выделить Луну как наиболее перспективное тело для создания постоянной космической базы и подготовки к дальнейшей экспансии в космическое пространство. Аналогичные работы для Марса выглядят бесперспективными, т.к. обеспечение безопасности экипажа в долговременной станции на Марсе на несколько порядков более сложны, чем формирование необходимых условий на Луне. Участие в пилотируемых экспедициях к Марсу представляется преждевременной тратой ресурсов России на мероприятие, которое обещает низкую научную отдачу.

Ранее нами уже было показано, что в недрах Луны или внутри монолитных сооружений из ее грунта могут быть созданы комфортные и абсолютно безопасные для экипажа условия для проведения многолетних исследований и экспериментов. Строительство необходимых жилых и лабораторных объемов из лунного грунта может быть выполнено задолго до посылки на Луну пилотируемых миссий с помощью автоматического солнечного 3D-принтера. Исследования в лунных лабораториях, связанные с обеспечением жизни космонавтов и продуктивным функционированием сельскохозяйственных искусственных плантаций - неизбежный шаг дальнейшей колонизации Луны, требующий безотлагательной проработки.

Развитие тех преимуществ, которые достигла российская наука в обеспечении длительных пилотируемых полетов в открытом космосе на условиях заглубленной лунной станции создаст дополнительные преимущества России для ее экспансии в пока никем не занятое космическое пространство. Предлагается общий план работ по созданию долговременной лунной станции.

ЗАГРЯЗНЕНИЕ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА – КАК РИСК ДЛЯ ГЛОБАЛЬНОГО СООБЩЕСТВА

В.С. Мартинес
К.С. Сандовал

martinezbrisa1992@gmail.com
sarahisan1@gmail.com

Universidad Autónoma de Ciudad Juárez, Mexico

Побочным эффектом освоения космического пространства является загрязнение среды, которое растет на протяжении многих лет. Космический мусор включает в себя как естественные (метеорные тела), так и искусственные (рукотворный орбитальный мусор). Метеороиды находятся на орбите вокруг Солнца, в то время как основная масса искусственного мусора - на орбите вокруг Земли. Существует значительная разница между естественным и искусственным мусором по времени что они остаются в околоземном космическом пространстве. Метеориты, появляющиеся из глубин космического пространства и (большинство из них) сгорают в нижних слоях атмосферы. Техногенный орбитальный мусор попадает на орбиту с Земли и остаётся в околоземном пространстве тысячи или даже миллионы лет и представляет опасность для активных космических аппаратов и искусственных спутников. Статистика общего количества техногенных объектов до августа 31, 2015 показывает в общей сложности 17,250 единиц, находящихся в околоземном пространстве. Из этого количества 1362 космических объектов являются активными космическими объектами (в том числе спутники). С другой стороны, 15888 техногенных единиц, составляющих 92% от общего количества – это космический мусор. Они техногенный космический мусор классифицируются в том числе: 2682 неактивном космических аппаратов, 1907 верхних ступеней ракет и конечных транспортных средств стадии, и 11,299 фрагментов космического аппарата, верхних ступеней ракет, конечных транспортных средств стадии и других элементов. Расположение и сумма относительно MSOs весьма актуальна, учитывая главную опасность, которая приносит космический мусор, потому что есть риск столкновения каскадного эффекта, который создает цепную реакцию в околоземном космическом пространстве. В статье анализируется статистика загрязнения околоземной орбиты и возможности перехода к более активным аспектам решения проблемы космического мусора и разработки технологий, которые способствуют решению этой глобальной проблемы.

РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ ОРБИТАЛЬНОЙ КОМПЬЮТЕРНОЙ СЕТИ

Д.А. Замятин, Е.П. Шашило

matveev_ya@mail.ru

ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г.Москва

Программа развития средств дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) Российской Федерации на период до 2020 года и далее предусматривает наряду с развитием перспективных средств ДЗЗ поддержание созданных группировок космических систем, эффективную модернизацию их комплексов и создание модификаций космических аппаратов (КА). При модернизации космических средств ДЗЗ одновременно с созданием модификаций КА проводится доработка средств наземного комплекса. Принимаемые конкретные проектные решения обусловлены обычно целым рядом условий и ограничений технического, технологического и экономического характера. Модернизация комплексов, создание и введение в строй модификаций КА ДЗЗ дает возмож-

ность при ограниченных затратах продлить срок эффективного применения техники, рационально использовать созданную техническую и технологическую базу, вести отработку ключевых технологий при создании подсистем аппарата в обеспечение новых проектов. Особый интерес представляют прогнозные исследования направлений совершенствования модификаций КА при комплексной замене подсистем и влияния их ключевых технологий с учетом динамики функциональных связей и ограничений. Такие прогнозные исследования позволяют: обоснованно подходить к определению рациональных характеристик техники и технологии космических средств ДЗЗ; целенаправленно вести работу по развитию технологической базы и производства; планировать работу по совершенствованию организации исполнителей, кооперации и оптимизации состава, структуры участников работ. В докладе рассматривается задача комплексной оптимизации характеристик модификации КА ДЗЗ и подсистем, приводится алгоритм проведения исследований, который включает последовательное решение проектных задачи на верхнем и нижнем уровнях управления разработкой, при этом реализуется процедура согласования проектных решений. Такой подход с одной стороны даёт возможность учесть особенности проектно-конструкторских решений подсистем КА без расширения состава проектной модели, с другой стороны – оптимизация параметров подсистем аппарата на нижнем уровне управления (при детализации проектной модели) проводится с учётом динамики функциональных ограничений. Приводятся результаты исследования влияния комплексной замены подсистем и ключевых технологий на их разработку на технико-экономические характеристики модификаций КА, создание которых планируется в рассматриваемый период. Полученные на модельном примере оценки могут быть использованы для детального анализа эффективности перспективных космических средств ДЗЗ с целью прогнозирования их развития и расширения области применения.

РАКЕТНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА ГЕОФИЗИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА, ИХ РАЗВИТИЕ И ВОЗМОЖНОСТИ

А.А. Позин¹
В.М. Шершаков¹
Ю.А. Матвеев²

pozin@rpatyphoon.ru
shershakov@rpatyphoon.ru
matveev_ya@mail.ru

¹ФГБУ НПО «Тайфун», г. Обнинск

²ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г.Москва

Перечень системы средств ракетных исследований (РИ) содержит в своём составе исследовательские ракетные комплексы (ИРК), помимо привлекаемых средств и средств наземной инфраструктуры.

В работе рассмотрены закономерности развития ИРК и повышения их эффективности. Показано, что создание ИРК идет параллельно с функционированием ракетно-космических средств и технологий, а также с формированием возникающих задач развития систем контроля состояния окружающего наземного, водного, воздушно-го, космического и др. пространств. Развитие ракетно-технических средств геофизического мониторинга обусловлено принципиальной невозможностью известных средств для решения стоящих задач или их сравнительно малой эффективностью.

Представлена обобщенная методика повышения эффективности ИРК, апробированная в работах при создании ряда отечественных комплексов на основе модернизации базовых образцов ИРК. Опыт, полученный при этом, нашел удачное подтверждение в разработках зарубежных исследовательских и метеорологических ракетных

комплексов, а также послужил основой для формирования требований к перспективным образцам ИРК. Это такие требования: всесторонняя автономность, комплексная до полетная отработка наземных обеспечивающих, бортовых служебных блоков научной аппаратуры и др., это отработка целевых систем в наземных условиях с моделированием полетных ситуаций и режимов с возможностью резервирования, в том числе использования приборов на различных физических принципах. В ИРК должна быть заложена возможность проведения модернизации для решения современных задач РИ, таких как изучение природных ресурсов, невесомость, астрофизика, астрономия и др. Диверсификация возможностей базовых систем, таких как информационные, переход на высокоэнергетические топлива и др., должна позволять осуществить переход на новые технологии исследований

Системы комплекса должны хорошо вписываться в информационную среду, что позволит эффективно доводить информацию до потребителя и рассматривать вопросы коммерциализации современных геофизических исследований.

Энергетический запас базовой двигательной установки и гибкая схема конструкции ракеты должны позволить использовать ИРК для развития орбитальных технологий, таких как система независимого запуска на низкие орбиты малых космических аппаратов, открывая тем самым новые возможности геофизических исследований.

ОСОБЕННОСТИ ПОДГОТОВКИ И ПРОВЕДЕНИЯ РАКЕТНОГО ГЕОФИЗИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

О.В. Мезенова
А.А. Позин

mezenova@rpatyphoon.ru
pozin@rpatyphoon.ru

ФГБУ «НПО «Тайфун», г. Обнинск

Ракетный геофизический эксперимент (РГЭ) представляет собой совокупность взаимосвязанных технологических операций, воздействий, измерений и наблюдений, направленных на получение научной информации об исследуемом объекте (верхняя атмосфера), явлении на борту или вблизи исследовательских метеорологических ракет (ИМР) и геофизических ракет (ГФР). При этом современная ракетная техника дает возможность проводить исследования прямыми контактными методами верхних слоев атмосферы (ионосферы) и околоземного космического пространства, путем размещения соответствующей аппаратуры на ракетах.

В работе представлена иерархическая структура РГЭ, включающая основные технические средства подготовки и проведения, а также различные стадии его жизненного цикла (ЖЦ).

Особенности ЖЦ РГЭ, определяют уникальные условия его проведения, состоящие в том, что ИМР, ГФР и их блоки научной аппаратуры (БНА) должны функционировать на высотах более 100 км, при этом верхний предел высоты не ограничен. Функционирование этих средств должно проходить во внешних условиях естественного и техногенного характера. Такие условия приводят к необходимости решения новых научных, инженерно-технических и технологических задач, разработке конструкций и эксплуатации ИМР, ГФР и БНА, а также применению конструкции базовой ракеты или ее модернизации, применяя при этом комплексный подход к их созданию.

Конкурентоспособность ракетных исследований достигается повышением эффективности управления ресурсами, используемыми на различных стадиях ЖЦ РГЭ посредством организации непрерывной информационной поддержки (по технологии CALS), что позволяет уменьшить сроки и стоимость разработок, при этом повысить качество и увеличить надежность эксперимента.

ПРОГНОЗНЫЕ ОЦЕНКИ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МОНИТОРИНГА ПРИРОДНОЙ СРЕДЫ

Чо Хюнчже, Ю.А. Матвеев

matveev_ya@mail.ru

ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г.Москва

В настоящее время многие страны, участвуют в международных космических программах по мониторингу природной среды. Чтобы обеспечить эффективную организацию и управление при выполнении таких работ, необходимы прогнозные исследования перспектив развития техники и технологии космического мониторинга природной среды.

Приводится постановка задачи конструктивного прогнозирования технико-экономических характеристик КА мониторинга (КАМ) поверхности Земли на высоких орбитах, обсуждаются алгоритм решения задачи оптимизации параметров КАМ.

Рассматриваются модели определения массовых и стоимостных характеристик, основных функциональных характеристик и надежности перспективных космических аппаратов мониторинга. При формировании таких моделей используются статистические данные по прототипам, а также применяется метод базовых коэффициентов.

В работе приводятся прогнозные оценки характеристик перспективных космических аппаратов мониторинга природной среды. Исследовано влияние времени реализации проекта на характеристики перспективных КАМ, в частности, показано изменение функциональных характеристик (снижение массы подсистем КАМ, улучшение линейного разрешения) и увеличение затрат на проект.

Результаты работы можно использовать при оптимизации параметров перспективных КАМ, при определении требований к ключевым технологиям, которые влияют на эффективность системы в планируемый период.

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Р.В. Яковлев

yakovlevroman1994@gmail.com

МГТУ им. Баумана, г. Москва

На сегодняшний день композиционные материалы являются своеобразным ресурсом в развитии различных отраслей машиностроения, авиа и ракетостроения, строительства и т.д. Им отводится значимое место в решении ряда актуальных проблем совершенствования технических изделий, повышения их надежности, увеличения ресурса, снижения себестоимости эксплуатации и так далее. Разработка современных высокоэффективных композиционных материалов является актуальной проблемой.

В докладе рассматривается развитие композиционных материалов на сегодняшний день, определённых временных промежутках, и выведена предположительная перспектива нескольких классов, как наполнителей, так и связующих. Так же присутствует анализ востребования композиционных материалов по сферам промышленности в недавнем прошлом.

ПРОБЛЕМАТИКА НАДЕЖНОСТИ СЛОЖНОЙ НАУКОЕМОЙ ТЕХНИКИ В РЕТРО И ПЕРСПЕКТИВЕ БЛИЖАЙШИХ ПЯТИДЕСЯТИ ЛЕТ XX И XXI ВЕКОВ

И.В. Апполонов¹

Н.И. Хариев², Н.Н. Тадшев², К.В. Семенов²

¹ВНИИС, Росстандарт, г. Москва

²НПО ИТ, г.Королёв Московской обл.

В настоящей докладе в ретроспективном аспекте излагаются основные вопросы становления, формирования и развития проблематики надежности как одного из базовых направлений более общей проблемы – проблемы качества, создаваемой, выпускаемой промышленностью и эксплуатируемой сложной, наукоемкой, конкурентоспособной, по определяющим показателям, отечественной техники и средств технологического оснащения (СТО) ее производства в СССР и России, во второй половине 20 века и первом десятилетии 21 века.

Отмечены основные группы авторов, специалистов в области надежности и технической диагностики, внесших наиболее значимый вклад в делостановление, формирование и развитие проблематики надежности в ведущих отраслях народного хозяйства СССР и России и «в первую очередь» в базовых отраслях военно-промышленного комплекса (ВПК) страны.

Сформулированные основные задачи, выводы и рекомендации на ближайшую, среднесрочную и более отдаленную перспективу создаваемой техники и СТО ее производств 21 века при разработке и практической реализации программ обеспечения их надежности в ведущих и базовых отраслях промышленности страны.

ЗАКОНОМЕРНОСТИ РАСПОЛОЖЕНИЯ КВАЗАРОВ В КРУПНОМАСШТАБНОЙ СТРУКТУРЕ ГИПЕРВСЕЛЕННОЙ

Р.В. Хачатуров

rv_khach@yahoo.ie

Вычислительный Центр им. А.А. Дородницына РАН, г.Москва

По результатам обширных и детальных наблюдений, проведённых группой астрономов из Льежского университета Бельгии под руководством Дамьена Хутсемекерса (Damien Hutsemékers), в последние годы было опубликовано несколько работ по исследованию расположения 93 Квазаров с помощью особо чувствительного приёмника FORS-2, смонтированного на телескопе ESO (VLT) в Чили. Учёные обнаружили и описали до этого неизвестные закономерности. Они сравнили расположение Квазаров с крупномасштабной структурой Вселенной. В результате этих исследований выяснилось, что оси вращения Квазаров (и, соответственно, их энергетические джеты) параллельны тем крупномасштабным структурам Вселенной, в которых они находятся. Так, например, если Квазар находится в длинном «волокне» крупномасштабной структуры, то спин его центральной Чёрной Дыры ориентирован вдоль оси волокна, а если Квазар находится в одной из мембран, то ось его вращения лежит в плоскости этой мембраны.

Вероятность случайного совпадения в данном случае близка к нулю. Исходя из этого, астрономы сделали вывод, что в рамках устоявшихся моделей устройства Вселенной на сегодняшний день невозможно в полной мере объяснить выявленную ими за-

кономерность. В этом докладе будет показано, что теория Гипервселенной полностью объясняет такое расположение квазаров и направлений их джетов.

Важно отметить, что до недавнего времени Чёрные Дыры считались чисто теоретическими объектами, однако сейчас уже доказано, что в центрах Квазаров и многих крупных Галактик находятся сверхмассивные Чёрные Дыры, вокруг которых вращаются более мелкие. Например, в центре нашего Млечного Пути находится сверхмассивная Чёрная Дыра (около 4,3 миллиона масс Солнца), вокруг которой вращается Чёрная Дыра средней массы (около 5000 масс Солнца) и периодом обращения около 100 лет. И несколько тысяч сравнительно небольших. Таким образом, эти объекты являются естественным явлением во Вселенной, при этом плохо изученным. Исходя из классической версии Общей Теории Относительности (ОТО), Чёрные Дыры должны полностью поглощать попадающую в них материю и энергию и не излучать ничего. Однако сравнительно недавно в результате астрофизических наблюдений было обнаружено, что практически все крупные Чёрные Дыры, поглощая материю и энергию из аккреционного диска, излучают мощнейший поток энергии (джет), перпендикулярный плоскости этого диска. Именно такими объектами являются Квазары.

Энергетические джеты состоят из интенсивного электромагнитного излучения широкого спектра (от радио- до жёсткого гамма-излучения) и сверхгорячей плазмы, двигающейся со скоростью близкой к скорости света. Получасовая мощность излучения Квазара может быть сопоставима с энергией, выделившейся при взрыве Сверхновой. Она может в тысячи раз превышать мощность излучения сотен миллиардов звёзд целой Галактики. Она так велика, что объект, отдалённый от нас на миллиарды световых лет, можно увидеть в обычный телескоп. Количество энергии, произведённое за единицу времени Квазаром, примерно в 10 триллионов раз больше энергии, произведённой за это же время нашим Солнцем. Скорее всего, Квазары — это Галактики на ранней стадии развития. Фактически, мы видим начало их существования, ведь свет от них до нас идёт миллиарды лет.

Сверхмощное, длительное и переменчивое излучение Квазаров нельзя объяснить частичным выбросом засасываемой в Чёрную Дыру материи из аккреционного диска (как это иногда пытаются делать). Ведь энергия излучаемого джета может существенно превосходить всю энергию, поступающую в Чёрную Дыру в ядре Квазара из его аккреционного диска. Теория Гипервселенной объясняет этот кажущийся парадокс, ведь Чёрная Дыра в этой теории — двунаправленный туннель между двумя параллельными Вселенными.

Материя и энергия перетекает через этот туннель из одной Вселенной в другую. Как правило, оба конца джета заканчиваются большими скоплениями материи, доставленной туда этим джетом из параллельной Вселенной. По всей видимости, в той Вселенной материя одной или нескольких Галактик была поглощена Чёрной Дырой, разложена на элементарные составляющие и выброшена в нашу Вселенную. И теперь из получившихся скоплений материи на обоих концах джета постепенно образуются новые Галактики, но уже в нашей Вселенной. А материя, поглощённая из аккреционного диска в нашей Вселенной, выбрасывается в виде джета в параллельную Вселенную, где из неё постепенно также образуются новые Галактики. Таков круговорот материи и энергии между параллельными Вселенными в Гипервселенной.

Именно этим объясняется недавно обнаруженный астрономами факт, что энергетические джеты Квазаров параллельны тем крупномасштабным структурам Вселенной, в которых они находятся. Потому что в соответствии с теорией Гипервселенной именно Квазары и их джеты формируют структуру нашей Вселенной, доставляя материю и энергию для образования новых Галактик. И то же самое происходит во всех параллельных Вселенных, принадлежащих нашей Гипервселенной, ведь материя

и энергия постоянно перетекает через Чёрные Дыры из одной Вселенной в другую, формируя внутренние структуры этих Вселенных.

ОЦЕНКА ОПЕРАТИВНОСТИ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ОРГАНА ПЛАНИРОВАНИЯ ПРИ УПРАВЛЕНИИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ В УСЛОВИЯХ РЕСУРСНЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ

В.М. Артюшенко

Б.А. Кучеров

boris.ku4erov@gmail.com

Технологический университет, г.Королёв Московской обл.

В условиях бурного наращивания группировки космических аппаратов (КА) и использования малопунктной технологии их управления особое значение приобретает оперативность распределения средств управления (PCY) КА, необходимая для обеспечения решения группировкой КА научных, экономических и целого ряда других задач в интересах общества. Оперативность PCY КА может использоваться в качестве не только показателя эффективности информатизации данного процесса, но и одного из целевых показателей при решении задач обеспечения опережающего развития органа планирования, осуществляющего PCY КА.

Повышение оперативности PCY КА в целом складывается из повышения оперативности решения его подзадач. Данный показатель может быть рассмотрен для различных перечней процессов PCY КА, вариантов их выполнения и степеней их информатизации. С точки зрения оперативных характеристик органа планирования наибольшее значение имеет оперативность процесса формирования бесконфликтного плана распределения средств.

Разработана модель для оценки оперативности PCY КА в условиях ресурсных ограничений, реализованная в среде MatLAB. Определены основные факторы, влияющие на оперативность PCY КА. Произведена оценка влияния на оперативность PCY КА числа конфликтных ситуаций, под которыми понимается противоречие между заявкой на использование средств управления и существующими ресурсными ограничениями.

В результате проведенных модельных экспериментов получены числовые характеристики оперативности PCY КА для различных вариантов наземной и космической ситуации. Показано, что при увеличении числа КА возрастает как время формирования бесконфликтного плана распределения средств, так и эффективность информатизации PCY КА. При этом в случае отсутствия конфликтных ситуаций возрастание происходит практически линейно, а при их наличии – прогрессирующе.

Результаты проведенных расчётов показали, что информатизация PCY КА обеспечивает соответствие требований, предъявляемых к времени формирования плана распределения средств, для существенно большего числа КА.

ЛУННАЯ ПЕРСПЕКТИВА ЗЕМНОЙ КОСМОНАВТИКИ И МЕТОД ЕЕ ФОРМИРОВАНИЯ

Я. Скрипка, А. Буфтык, Л. Чернега., Ю. Задубровская,

А. Щербаков, А. Ковалев, Ф. Парфентьев

В.И. Флоров

vi-florov@mail.ru

Королевский колледж космического машиностроения и технологии Финансово-технологической академии, г. Королев Мос.обл.

Ранее в ряде докладов мы рассматривали вопросы развития мировой космонавтики от этапа ее пространственной экспансии к материально – энергетическому ее этапу. Мы пришли к выводу, что в процессе этого перехода особое место имеет Луна. На ее поверхности и в недрах должно развернуться промышленное ее освоение, для создания производства крупных космических конструкций (которые создавать на Земле и выводить в космическое пространство с Земли, не возможно) для улучшения жизни на Земле. Важнейшей вехой в этом процессе является разработка и создание транспортной системы Земля – Луна на базе лунного ракетного топлива и ракетного рабочего тела для ЖРД и ЭРД соответственно. В ходе создания производства лунного топлива, опираясь на эту формирующуюся транспортную систему, формируется система лунного производства. Она сама развивается в своих направлениях и этапах. Очевидно, что ни одна страна в одиночестве не потянет создание такой системы. И не для одной изолированной страны такая система не нужна. Она является по глобальной сущности своей системой общечеловеческой. Она требует в процессе своего формирования единого критерия оптимальности общечеловеческого уровня. Рыночные критерии такую производственную систему представлять не могут. Метод формирования такой общечеловеческой оптимальной перспективы ранее мы также рассматривали с позиции его основных принципов: (принцип формализации, принцип единой меры ресурсов, принцип оптимизации). Он есть метод магистрального моделирования нелинейной ресурсной динамики. Мы готовы применить его к нашей лунной задаче. Напомним, простейшие его элементы: целевой элемент (ЦЭ) и ресурс (ресурс на входе и ресурс на выходе ЦЭ). В этих понятиях строятся сети преобразования ресурсов. В частности, мы рассматривали сети динамической структуры ЦЭ формирования нашего лунного проекта, которые мы приводим в нашем докладе. Разработка вычислительной блок-схемы машинных программ, позволяет нам также выполнить машинную процедуру расчета и оптимизации нескольких базовых ЦЭ на условно – реальных исходных данных. Графический материал, на который мы ссылаемся здесь, представлен в нашей презентации.

ПРОГНОЗНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК МОДИФИКАЦИЙ БОРТОВЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

В.А. Ламзин, Е.В. Ващенко

8465836@mail.ru

ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г.Москва

Прогнозные исследования развития техники дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) проводят с целью определения рациональных проектно-технологических решений перспективных космических аппаратов (КА) ДЗЗ, а также с целью формирования программ создания КА и совершенствования космических систем ДЗЗ. Такие исследования проводятся на начальном этапе проектных работ, полученные данные используются для обоснования технического задания на новые разработки.

В докладе при исследовании характеристик модификаций бортовых систем (бортового радиокомплекса, двигательной установки и др.) в составе перспективного КА реализуется конструктивный метод прогнозирования (метод перспективного проектирования), в основу метода положены представления о многоуровневом управлении разработкой и реализации многоуровневой проектной модели. Метод позволяет

определить рациональные (оптимальные) проектно-конструкторские решения для перспективного образца бортовой системы аппарата с учетом особенностей реализации проекта (при учете динамики внешних технико-экономических связей). Метод также позволяет определить рациональные параметры бортовых систем, при которых могут быть получены требуемые тактико-технические показатели.

Для каждой рассматриваемой бортовой системы приведена постановка задачи двухуровневой согласованной оптимизации параметров системы в составе КА ДЗЗ с учетом особенностей проектно-конструкторских решений элементов системы. Используется двухуровневая модель управления разработкой и метод двухуровневой согласованной оптимизации, включающий направленную адаптацию проектных зависимостей верхнего уровня и уточнение функциональных связей для подсистем. Алгоритм проведения исследований включает последовательно решение проектных задачи на верхнем и нижнем уровне управления разработкой, при этом реализуется процедура согласования проектных решений.

Приводятся результаты исследования особенностей применения конструктивного метода прогнозирования характеристик модификаций бортовых систем перспективного КА ДЗЗ при наличии технико-экономических ограничений.

УСТОЙЧИВОЕ ПЛАНЕТАРНОЕ РАЗВИТИЕ: НОВЫЕ ЦЕЛИ ЧЕЛОВЕКА, КОСМОНАВТИКИ, ЧЕЛОВЕЧЕСТВА

Д.А. Славинский

dslav@yandex.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

Определение путей Устойчивого развития Человечества тесно связано с развитием космонавтики, не только в плане технического освоения космического пространства, но и разворткой новых перспектив смены миропонимания в системе «Человека – Космос». Выстраивание гуманистической парадигмы освоения космического пространства будет способствовать переходу от стратегии «выживания на планете» к стратегии «жизни в космосе». Космос, как новое жизненное пространство развития Человечества, ставит вопросы вписывания Человечества в новые условия и в новую среду космической надсистемы, требующей открытости и доказательств не столько наших представлений о космосе, сколько поиска и определения представлений космоса о Человеке.

Развитие человека и человечества на планетарном уровне достаточно сильно отличается от следующего этапа развития (космического), и не столько в технологическом плане, сколько в восприятии человеком самого себя и космоса. И главный вопрос здесь - насколько космос может быть жизненным пространством для человека. С этой точки зрения множество стереотипов мышления не позволяет человеку рассматривать космос как Ойкумену, как то место, которое может развернуть совершенно новый этап развития Человечеству в технологическом плане, и развитие Человека как биологического объекта. В настоящее время существует 5 основных стратегий развития Человечества, а значит и Человека: Устойчивое развитие, Антропоцентризм, Биоцентризм, Природоцентризм, Техноцентризм. Каждая стратегия определяет свое соотношение «Человек-Техника» в основе Человечества. Вопрос новой концепции или парадигмы устойчивого за-планетарного развития, это, прежде всего, вопрос выхода за рамки стереотипов и осознания того, что: во-первых, планетарный этап развития человечества пройден, и является базой для следующего этапа – космического; во-вторых, увидеть перспективы Человечества не в выживании на планете, а в освоении

космического пространства как сферы жизни, а не только площадки научных действий.



РОЛЬ ЧЕЛОВЕКА В КОСМИЧЕСКОМ ПОЛЕТЕ (К 100-ЛЕТИЮ В.П. МИШИНА)

Лебедев В. В.

Работа космонавта до сих пор ограничивается выполнением различных функций по упрощению действий автоматике и повышению ее надежности в непредвиденных ситуациях. Она предполагает наличие высоких инженерных навыков по управлению станцией и поддержания ее в работоспособном состоянии, посредством проведения ремонтно-восстановительных работ. Для этого программа подготовки включает: глубокое изучение космической техники, ее систем, их взаимодействия, понимание алгоритмов управления, тестирование аппаратуры и ремонт с отработкой необходимых навыков на различных стендах и тренажерах.

Во время научных экспериментов, космонавт выступает помощником исследователей, которые остаются на Земле, путем выполнения многих вспомогательных операций по подготовке научной аппаратуры к экспериментам, ее сборке, наладке, наведению на объект исследования и т. д. с ее включением по радиogramме в заданные временные интервалы.

Однако человека вряд ли может устраивать такое положение, когда его творческие способности сводятся только к исполнительским функциям и грамотному, безопасному их выполнению. Ограничивать роль человека на постоянно действующих орбитальных станциях этим нельзя. Произошел разрыв между изучением способности человека жить и работать в космосе и развитием его исследовательских возможностей. Все это привело к тому, что космонавты после завершения полета отчитываются по факту успешного возвращения на Землю, но не результатами творческого поиска, а опыт их обобщается специалистами в ходе полета, каждым по своему направлению. Общество же слабо информируется о конкретных результатах работы, их содержании и достижениях. Вместо этого, ему на протяжении многих лет, декларируется голый перечень количества проведенных экспериментов в интересах науки и народного хозяйства, что конечно, наскучило людям и неубедительно.

Поэтому, согласиться с представлениями о профессии космонавта только умением выполнять набор пусть даже большого количества сложных операций по обслуживанию, ремонту техники и проведению экспериментов нельзя. Роль человека в космическом полете должна быть значительно шире предъявляемых к нему требований.

Главное в профессии космонавта – реализация творческих способностей человека проникать в мир окружающей среды через восприятие, осмысление в сопоставлении с известным, приходя к выводам, находить новое в знаниях. И, конечно, раскрытие его человеческой индивидуальности через преодоление трудностей, переживания, сомнения, одиночество, ощущения радости, мук поиска решений в трудных ситуациях ради общего успеха и взаимопонимания в составе экипажа и с Землей. Именно эта личностная способность к космоплаванию и должна определять суть профессии космонавта.

ЛУНА КАК ИДЕАЛЬНОЕ ХРАНИЛИЩЕ СОКРОВИЩ КУЛЬТУРЫ

Павлов А.В.¹,
Багров А.В.²,

apavlov43@mail.ru,
abagrov@inasan.ru

¹НИЯУ МИФИ,

²ИНАСАН

Накопленные человечеством сокровища материальной культуры постоянно подвергаются риску уничтожения в результате пожаров, наводнений, механических разрушений. И в наши дни уникальные библиотеки, архитектурные ансамбли, целые музеи продолжают гибнуть из-за войн и стихийных бедствий. Планета Земля является не самым безопасным местом для предметов, которые культурное человечество желало бы сохранить для потомков в первозданном виде. Луна – гораздо более подходящее место для использования в качестве гигантского музея и одновременно сейфа. В подземных постройках на Луне могут быть созданы идеальные условия для сохранения хрупких и легко уничтожимых ценностей мирового значения. В герметичных помещениях несложно создать атмосферу, исключающую возможность возгорания бумажных носителей, художественных полотен и деревянных изделий, а также жизнеспособности всех форм бактерий, способных их разрушать. В этих помещениях никогда не случится наводнений и землетрясений, поэтому в них в абсолютной сохранности можно будет сберегать шедевры из керамики, стекла, мрамора, металлов, а также полотна живописцев, древние рукописи, книги, - короче, любые объекты материальной культуры. Прочность и толщина стен и перекрытий лунных построек в базальтовых коренных породах исключают также возможность несанкционированного доступа к охраняемым помещениям, каждое из которых можно рассматривать как банковский сейф, причем способный выдержать применение практически любого внешнего воздействия. Даже падение астероида в случае Луны представляет статистически меньшую опасность, чем на Земле из-за ее меньшей массы и отсутствия атмосферы.

Помимо хранения артефактов Луна представляет уникальные возможности и для репликации, например, архитектурных шедевров. Роботизированный метод прокладки тоннелей в ее грунте позволит повторить интерьеры любых наземных сооружений с любым уровнем детализации. С учетом размеров Луны и значительно меньшей, чем на Земле силы тяжести, в ее базальтовых недрах можно будет создавать помещения любых размеров, что позволит размещать в них базальтовые копии любых земных сооружений, таких как Нотр-Дам, храм Василия Блаженного, Тадж Махал и даже пирамиды Гизы.

Проведена примерная оценка объема лунных недр, необходимого для размещения копий архитектурных объектов и других культурных ценностей. Предложено рассматривать безопасность в подземных помещениях на Луне как один из важнейших ресурсов человечества. Предлагается также на международном уровне поднять вопрос о способе принятия решений земным сообществом касательно использования лунных ресурсов. Кратко затрагиваются также технологическая и экономическая стороны указанного направления использования Луны, включая возможность создания транспортной системы на основе лунного лифта. Отмечено, что приоритетной является проблема международного правового режима использования Луны как одного из ресурсов космического пространства.

Наконец, помещения такого уровня сохранности можно использовать не только для сбережения культурных ценностей, но и как частные сокровищницы и даже как персональные убежища от мировых катастроф. Заинтересованные в такого рода их использовании частные лица могут выступать в роли инвесторов сооружения ком-

плекса лунных объектов, что может явиться существенным вкладом в окупаемость проекта.

Литература:

1. Багров А.В., Павлов А.В. Перспективы использования лунных помещений для сохранения сокровищ мировой культуры. / Идеи К.Э.Циолковского в инновациях науки и техники. Материалы 51-х Научных чтений памяти К.Э.Циолковского. Калуга, 2016.
2. В.А.Леонов. Многоуровневая структура подземных сооружений на Луне. / Идеи К.Э.Циолковского в инновациях науки и техники. Материалы 51-х Научных чтений памяти К.Э.Циолковского. Калуга, 2016.
3. Багров А.А., Багров А.В., Леонов В.А. Патент на полезную модель RU 121233 «Транспортная система «ЗЕМЛЯ-ЛУНА». // Опубликовано 20.10.2012. Бюлл. № 29.
4. Space Elevators: An Assessment of the Technological Feasibility and the Way Forward. / Editors Peter A. Swan, David I. Raitt, Cathy W. Swan, Robert E. Penny and John M. Knapman // International Academy of Astronautics: The Virginia Edition Publishing Company, 2013.
5. Багров А.В., Леонов В.А. Нерешенные юридические проблемы освоения космоса. / К.Э. Циолковский и этапы развития космонавтики. Материалы 50-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. // Калуга: ИП Стрельцов И.А. (Изд-во «Эйдос»). 2015. – с. 383-385. - ISBN 978-5-905697-92-Х.

КОСМОС АЛЕКСАНДРА САРДАНА

Ю. В. Линник

yulinnik@yandex.ru

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Петрозаводский государственный университет»

Космизм и витализм пересекаются в творчестве А. П. Сардана (1901–1974). Как и Платон, он считает космос – организмом. Мера его упорядоченности намного порядков превосходит все механические модели.

Важнейшее свойство жизни – способность к росту. Расширение Вселенной является аналогом этого процесса.

Основы нестационарной космологии А.А. Фридман заложил в 1922 г.

Картина А. П. Сардана, выполненная в 1920 г., как бы предваряет прозрения учёного. Мы видим на ней нечто похожее на Большой Взрыв.

Из точки сингулярности радиально распространяются вещество и излучение. Нам предстаёт их поступательная, победительная, мажорная экспансия.

Параллелизм науки и искусства тут поразителен.

А. П. Сардан создал антиэнтропийный космос.

Он полон жизни.

Так называемая «тепловая смерть» здесь невозможна.

В творчестве А. П. Сардана звучат темы межпланетной связи и межпланетных полётов.

К ВОПРОСУ О НАМЕРЕНИИ К.Э. ЦИОЛКОВСКОГО ПЕРЕСЕЛИТЬСЯ НА ЮГ СТРАНЫ

Л.А.Кутузова

Мысль о значимости человека, отдельного индивидуума звучит во многих работах К.Э. Циолковского. Стремление быть полезным обществу, приносить конкретную пользу людям проходит через всю жизнь ученого. Его всегда волновала оценка его трудов не только современниками, но и та ниша, которую он займет своими трудами в будущем.

В год празднования 75-летия со дня рождения эта мысль звучит совсем определенно: «Теперь, наоборот, меня мучает мысль – окупил ли я своими трудами тот хлеб, который я ел в течение 75-ти лет?... Поэтому я всю жизнь стремился к мужицкому земледелию, чтобы буквально есть свой «хлеб». Выступая на торжественном заседании по случаю своего 75-летнего юбилея в Калуге, он заявил: «Мне неловко. Моим трудам придают слишком большое значение. Ведь это осуществится еще не скоро. То, что я работал 40 лет учителем, я считаю своей несомненной заслугой; но меня мучает мысль, что я ем хлеб, может быть, незаслуженно: сам не пахал, не сеял. А был только учителем».

Отсюда его желание поменять жизнь, переехать в другое место, заняться земледелием, трудом, который приносит видимую пользу обществу.

Это стремление тесно переплелось с другой мечтой, возникшей еще в начале прошлого века – иметь собственную обсерваторию. 6 марта 1902 г. он писал М. А. Рыкачеву, Директору Главной физической обсерватории: «...Я мечтаю о построении обсерватории по сопротивлению воздуха, где можно хранить все машины, приборы и инструменты для производства моделей,... удобно было бы повторять опыты для ученых, желающих проверить эти опыты,... дело это великое, чрезвычайно великое, как океан...»

В 1914-1915 гг. К.Э. Циолковский предпринял конкретные попытки к переселению. Он обратился с письмом в Рязанское Дворянское депутатское собрание за получением копии «... о внесении моего рода в дворянскую родословную книгу Рязанской губернии» и в Главное управление земледелия и землеустройства и Департамент Государственных земельных имуществ с просьбой о получении в собственность участка казенной земли в Черноморской губернии близ селения Архипо-Осиповка. К этому периоду относится его намерение о переселении на юг вместе с семьей Каннингов, для чего П.П. Каннинг продал часть товара аптеки, владельцем которой он был, и приобрел участок земли в Крыму близ Севастополя. Но война, а потом и революция помешали осуществлению этих планов.

Далее, в 1920-е гг. было намерение о переезде вместе с А.Е. Броварцом, и А.Н. Дядиченко, служащими Калужского губернского управления. Они мечтали собрать желающих поселиться на юге страны и заняться садоводством.

О намерении переезда свидетельствуют записные книжки и переписка ученого. В конце 1920-х – начале 1930-х гг. были выбраны в качестве предполагаемого переезда города Туапсе и Владикавказ. Он рассматривал данные о географическом положении этих мест, сравнил показатели температурных колебаний по временам года, пытался выяснить условия проживания там.

На письме 1930 года Н.И. Иванова, сотрудника Ташкентской астрономической обсерватории, которое заканчивалось пожеланиями здоровья ученому, К.Э. Циолковский написал краткий ответ: «Вот переселюсь в Сочи и поправлюсь».

КОСМИЧЕСКАЯ ОДИССЕЯ ХУДОЖНИКА Ю.П. ШВЕЦА

Л.П. Майорова

LPMajorova@yandex.ru

Государственный музей истории космонавтики им. К.Э. Циолковского

21 января 1936 г. на экраны страны вышел фильм «Космический рейс», который стал одним из первых советских фильмов в жанре научной фантастики. Работа над кинокартиной осуществлялась киностудией «Мосфильм» в 1933—1935 гг. Режиссером данной картины стал Василий Николаевич Журавлев. Примечательна и фигура главного художника фильма «Космического рейса» Юрия Павловича Швеца (1902—1972). Сегодня, когда научно-фантастическая живопись, посвященная освоению космоса, утвердилась как направление искусства, особый интерес вызывают истоки рождения кинокартин о покорении космоса. И здесь вызывает интерес творчество Ю.П. Швеца, которому удалось найти оригинальное художественное решение при создании кинофильма «Космический рейс». Он вместе с В.Н. Журавлевым ездил в Калугу к К.Э. Циолковскому, под руководством которого разработал эскизы космической ракеты, скафандров и другой фантастической техники. Встреча с К.Э. Циолковским, его рисунки и работы помогли художнику увидеть грядущее освоение космоса собственными глазами. В последующие годы им были выполнены эскизы декораций к фильмам: «Утренняя звезда» (1936—1937), «Вселенная» (1951), «Небо зовет» (1958—1959), «Мечте навстречу» (1961—1963), «Луна» (1963—1965). Эскизы декораций к указанным фильмам и картины, написанные художником в 1960-70 гг., позволяют проследить «космическое путешествие» художника, начавшееся в 1934 году и продолжавшееся до конца жизни. Его оригинальные работы на космические и научно-фантастические сюжеты, написанные в разные годы карандашом, акварелью и темперой, рассказывают о космических мечтаниях автора, опередившего во многом свое время. Персональная выставка «Космос и кино», организованная художником в январе 1972 г. стала лебединой песней мастера. 10 апреля 1972 г. трагически оборвалась земная жизнь художника, но для его работ времени не существует, они отражают вечное стремление человека познать Вселенную.

Ю.П. Швец внес свой вклад в зарождение и развитие различных видов научной фантастики: кинофантастики и фантастической живописи.

При подготовке доклада были использованы документальные материалы, отложившиеся в собраниях Архива Российской академии наук, Российского государственного архива литературы и искусства, Государственного музея истории космонавтики им. К.Э. Циолковского, а также в собрании семьи Ю.П. Швеца.

ВЕРНЕР ФОН БРАУН. УЧЕНЫЙ И ЧЕЛОВЕК

В.А. Ковацэнко

Как всё начиналось: Жюль Верн, домашняя обсерватория, первые эксперименты с ракетным авто.

Знакомство с учителем - Германом Обертом, участие в работе «Общества космических полётов» совместно с ракетчиками - «придурками из Тегеля».

Экспериментами ракетчиков интересуется отдел баллистики и боеприпасов управления вооружения рейхсвера. В октябре 1930 г. Вернер фон Браун приглашается референтом в экспериментальную лабораторию по исследованию ЖРД на полигоне в Кюмммерсдорфе (капитан Дорнбергер) и вскоре становится ведущим конструктором. Получает гранд военных для подготовки диссертации в Техническом университете Берлина. Защищает её в 1934 г. Диссертация засекречивается.

Как Вернеру фон Брауну удалось ещё в 1932 году привлечь внимание армии и стать во главе одного из самых масштабных и дорогостоящих военных проектов Германии?

В марте 1936 г. главнокомандующий сухопутными войсками Германии Фрич, ознакомившись с работами лаборатории, принимает решение оказывать лаборатории полную поддержку и срочно создавать мощный экспериментальный ракетный центр в Пенемюнде.

С мая 1937 г. Вернер фон Браун – технический директор центра. Ему 25 лет.

Создание Фау-2, первой в мире баллистической ракеты, принятой на вооружение, а также являющейся первым в истории искусственным объектом, совершившим суборбитальный космический полёт (188 км, март 1944г.).

После презентации Гитлеру 7 июля 1943 г. фильма о первом успешном старте Фау -2 (3 октября 1942 г.) фюрер распорядился дать Вернеру фон Брауну (31 год) звание профессора по физике.

Вернер фон Браун всегда был вольнонаёмным штатским специалистом в окружении военных, и если бы не надел мундир офицера СС, никогда бы не использовал свой шанс войти в историю как первый покоритель космоса и, как выяснится позже, триумфатор посадки человека на Луну.

Переход вместе со своей командой к американцам в апреле 1945 года.

Первые десять лет в США - время проверок, «чистки» нацисткой биографии и упущенных возможностей для творческой работы.

Получение гражданства в США в 1955 году и включение в космическую гонку с СССР «американским» ракетчиком №1.

Осуществление обещания, данного в детстве пионеру полётов в стратосферу Пикару: «Я планирую отправиться в полёт на Луну».

Человеческое лицо Вернера фон Брауна и его высказывания о своём учителе Германе Оберте.

Мои впечатления о встречах с Германом Обертом и Вернером фон Брауном в ФРГ в 1970 и 1971 г.г.

ЗНАЧЕНИЕ КОРАБЛЕЙ МОРСКОГО КОСМИЧЕСКОГО ФЛОТА В ОСВОЕНИИ КОСМОСА

В.В. Митропов

**viktor-mitropov@mail.ru,
vmitropov57@gmail.com**

Ветеранская организация «Клуб ветеранов морского космического флота»

Баллистические расчёты орбит космических аппаратов (КА) показали, что единственным районом, подходящим для контроля включения/выключения тормозных двигателей для спуска КА с орбиты и посадки их на территорию СССР, а также контроля 2-го старта автоматических межпланетных станций (АМС) с промежуточной орбиты является Центральная зона Атлантики (Гвинейский залив). Кроме того, из 16-ти точных витков 6 проходят над Атлантическим океаном и «невидимы» с территории СССР наземными измерительными пунктами. Для выполнения задач по проведению траекторных и телеметрических измерений КА, контролю работы бортовой аппаратуры, определению времени и координат приземления или приводнения КА С.П. Королёв предложил создать специальные суда. В 1960г. для приёма телеметрической информации и передачи её в ЦУП Командно-измерительного комплекса (КИК) создаётся Атлантическая группа первых плавучих измерительных пунктов (ПИП). Находясь в Атлантике, на трассе спуска КА «Восток», экспедиции судов ПИП «Краснодар», «Ильичевск» и «Долинск» зафиксировали и передали в ЦУП КИК время включения и

выключения тормозного двигателя корабля и телеметрию о работе бортовых систем и самочувствии космонавта Ю.А. Гагарина. В 1963г. первым командиром сформированного «Плавучего телеметрического комплекса», был назначен капитан первого ранга Безбородов В.Г. В 1967г. для реализации Лунной программы страны построены первые специализированные научно-исследовательские суда (НИС) Морского космического флота (МКФ) проекта «Селена» и первый плавучий измерительный комплекс НИС «Космонавт Владимир Комаров». В июле 1967г. все ПИПы включены в состав экспедиционного флота АН СССР. В 1970/71гг., для выполнения 2-ой Лунной программы, построены НИС «Академик Сергей Королёв» и флагман МКФ НИС «Космонавт Юрий Гагарин». В 1977/78гг. в состав МКФ вошли суда проекта «Селена-М», оснащенные современными телеметрическими и вычислительными средствами (НИС космонавты «Владислав Волков», «Павел Беляев», «Георгий Добровольский» и «Виктор Пацаева»). К 1979г. в составе МКФ было: 11-ть специализированных судов Атлантической группировки и 4-е специализированных кораблей в Тихом океане. С 1960 по 1995гг. суда МКФ приняли активное участие во всех космических программах страны и обеспечивали управление обитаемыми и беспилотными КА (Восток, Восход, Союз, Союз-Т, -ТМ, Прогресс), Многоцветными КА (Бор, Буран), АМС (Луна, Марс, Венера), ДОС (Салют, МИР), спутниками Земли и связи (Космос, Зенит, Горизонт, Экран, Радуга, Молния, Метеор, Зонд), навигационными спутниками Системы ГЛОНАС. За весь период существования комплекса МКФ по вине экспедиций судов не было ни одного срыва сеансов связи с космическими объектами.

РАБОТА С ДЕТЬМИ ДОШКОЛЬНОГО И МЛАДШЕГО ШКОЛЬНОГО ВОЗРАСТА В МУЗЕЕ КОСМИЧЕСКОГО ИСКУССТВА ИМЕНИ Н. К. РЕРИХА

Ю. В. Линник, Н. В. Линник

yulinnik@yandex.ru

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Петрозаводский государственный университет»

Полёты во сне – характерная черта детского возраста, где эти яркие переживания – как убедительно показала современная нейрофизиология – коррелируют с процессом роста.

Взрослый сохраняет инерцию этих полётов. По мнению К. Г. Юнга, в данном случае они – черта положительной инфантильности. Удержание благодатной детскости питает наше творчество.

Корни сказок, где человек летает, уходят к этим снам.

Средства разнообразны – от ковра-самолёта до Конька-Горбунка.

Счастливые паренёк – победа над силами тяжести – свобода, даруемая невесомостью: то, что предвосхищали наши мечты и фантазии, реально осуществила космонавтика.

Музей космического искусства имени Н. К. Рериха – в его игровом преломлении – моделирует путешествие на звёздном корабле. Дети легко и естественно включаются в эту игру – успешно используют ресурсы воображения, накопленные мастерами «Амаравеллы». Творчество художников они воспринимают интуитивно – с поразительной для их возраста адекватностью.

Картины часто получают замечательную интерпретацию.

Так, «Ноктюрн» В. Т. Черноволенко ассоциируется с «Лебединым озером» на другой планете. А «Лаборатория в космосе» С. И. Шиголева, несмотря на всю свою условность,

воспринимается как призыв к исследовательской деятельности: ребёнок ощущает себя первопроходцем, изучающим жизнь во Вселенной.

Работу с детьми дошкольного и младшего школьного возраста в музее космического искусства имени Н. К. Рериха возможно вести по следующим направлениям:

- организация проектно-исследовательской деятельности;
- создание индивидуального портфолио ребёнка;
- организация творческой мастерской «Амаравелла» в детском изобразительном и литературном творчестве;
- работа дискуссионного клуба «Человек и космос в творчестве художников-космистов».

ОСОБЕННОСТИ КУЛЬТУРЫ ОТРЯДА КОСМОНАВТОВ И ВЛИЯНИЕ НА НЕЁ ФАКТОРОВ ДЛИТЕЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

Гущин В. И., Виноходова А. Г.

ГНЦ РФ - Институт медико-биологических проблем РАН, Москва

Длительный, более чем 50-летний период развития пилотируемой космонавтики привёл к формированию новой профессиональной культуры - культуры Отряда космонавтов. Основными факторами, определяющими ее развитие, стали:

1. значительная конкуренция как на этапе попадания в Отряд, так и в ходе пребывания в нем;
2. огромная ответственность при выполнении профессиональной деятельности, большая цена ошибки;
3. высокий риск для здоровья и жизни;
4. публичность деятельности;
5. необходимость владения несколькими профессиями на достаточно высоком уровне.

Проведенное нами сравнение лежащей в основе любой культуры системы ценностей и предпочтений у двух профессиональных групп, осуществляющих деятельность в экстремальных условиях обитания - полярных зимовщиков и космонавтов - показало как совпадение ряда ценностных приоритетов, так и различия между ними. Они касаются, прежде всего, большей значимости для членов Отряда космонавтов качества исполнения профессиональной деятельности, а также стремления поддерживать доброжелательные отношения в экипаже.

В последнее время в центре внимания проводимых космическими психологами исследований были так называемые позитивные эффекты преодоления комплекса экстремальных факторов. Действительно, сводить эффект реализации космического полёта только к негативному воздействию на психику - это весьма поверхностный подход. Успешно (в подавляющем большинстве случаев!) преодолевая стрессогенные условия долговременных полетов, выполняя сложнейшую полётную программу, члены Отряда вырабатывают внутри своей профессиональной группы ряд эффективных стратегий преодоления стресса (так называемых копинг-стратегий), имеющих большое значение не только для самих космонавтов, но и для других профессиональных групп, работающих в экстремальных условиях обитания. Кроме того, успешное преодоление комплекса факторов долговременного космического полёта повышает индивидуальную уверенность в себе, укрепляя основы личности и расширяя границы своих возможностей. Наконец, деятельность в отдалении от нашей родной планеты приводит к существенному изменению перспектив восприятия себя в мире и планеты Земля во Вселенной. У космонавтов отмечается появление особого, трепетного от-

ношения к Земле, осознания ее незащищенности и необходимости сделать все для сохранения природы планеты. Многочисленные фото- и киноматериалы о Земле и ее красотах, снятые космонавтами в космосе, подтверждают эту позицию.

Можно сделать вывод, что необходимо продолжить исследование уникальной культуры Отряда космонавтов, а также найти применение накопленному в ней опыту для земных нужд.

Б.Е. ЧЕРТОК О С.П. КОРОЛЁВЕ. ИЗБРАННЫЕ МЕСТА ИЗ ИНТЕРВЬЮ РАЗНЫХ ЛЕТ Б.Е. ЧЕРТОКА

Л.А.Филина

В 2017 году 12 января исполнится 110 лет со дня рождения академика С.П.Королёва, а 1 марта 105 лет со дня рождения одного из его заместителей в течение 20 лет, Б.Е.Чертока. Парадокс - по дате рождения их разделяли только 5 лет, а по длительности жизни – почти сорок. Последние 20 лет своей жизни, особенно в нулевые годы XXI века, Борис Евсеевич Черток был частым гостем Мемориального дома-музея академика С.П.Королёва.

Он давал многочисленные и продолжительные по времени и разнообразные по содержанию интервью. Подчас интервьюерам он ставил только одно условие, встреча должна проходить в «Домике Королёва».

Для сотрудников музея он был гостем, но сам Борис Евсеевич приходил в Дом Главного конструктора на работу, которую он определил так: «...внедрение космонавтики в сознание современных средств массовой информации». Для нас, как историков, его ответы на вопросы были курсами повышения квалификации.

Все рекорды по количеству интервью Б.Е.Черток побил в юбилейном 2007 «космическом» году. Однажды он назначил встречу представителям пятнадцати изданий и телекомпаний, в основном, зарубежных. Причём, поступил неожиданно для всех, не дав «разгуляться», закидав его вопросами, он «прочитал лекцию» одну на всех, но в течение почти 2-х часов.

Слушать Бориса Евсеевича всегда было необычайно интересно. Он обладал завидной памятью, ясностью изложения, чёткой логикой мышления и независимостью суждений. Участники съёмочных групп всякий раз бывали в восторженном замешательстве от мудрости и ясности ума старца.

Некоторые ответы Б.Е.Чертока, связанные с жизнью и деятельностью С.П.Королёва, будут представлены в сообщении.



НАУКОЕМКИЕ ТЕХНОЛОГИИ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

ОБ АКТУАЛЬНЫХ НАПРАВЛЕНИЯХ РАЗВИТИЯ РОССИЙСКОЙ СИСТЕМЫ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ

А.А. Медведев, И.А. Биркин, С.П. Зацерковный, В.С. Юрченко

ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Основные задачи долгосрочного развития российской системы средств выведения (СВ) космических аппаратов (КА) сформулированы в «Основах государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу», которыми предусмотрено:

до 2020 года – завершение создания на космодроме «Плесецк» космического ракетного комплекса (КРК) «Ангара» и КРК «Союз-2» с ракетой-носителем (РН) лёгкого класса, завершение создания на космодроме «Восточный» КРК среднего класса «Союз 2», разработку КРК тяжёлого класса «Амур», развёртывание работ по созданию перспективных КРК среднего и сверхтяжёлого классов;

до 2030 года – завершение создания на космодроме «Восточный» КРК «Амур», создание КРК сверхтяжёлого класса в объёме пускового минимума, создание объектов для подготовки и пусков демонстратора многоразовой первой ступени многоразовой ракетно-космической системы, разработку многоразовых космических буксиров на основе электроракетных двигательных установок.

В целях выполнения поставленных задач в рамках Федеральной космической программы России на 2016–2025 годы запланировано выполнение ряда НИОКР, в которых особое место занимает создание в составе КРК «Амур» ракеты тяжёлого класса повышенной грузоподъёмности «Ангара-А5В», принимая во внимание потребности обеспечения в перспективе гарантированного доступа в космос при повышенных требованиях к запускам новых КА, сокращения затрат на выведение геостационарных КА (за счёт парных и групповых запусков), реализации начального этапа Лунной пилотируемой программы, выведения крупногабаритных орбитальных объектов на базе создаваемого транспортно-энергетического модуля с ядерной энергодвигательной установкой.

Создание РН «Ангара-А5В» позволит компенсировать отставание от мирового уровня по достигнутой грузоподъёмности на высокие орбиты, а также в части внедрения высокоэффективных водородных технологий, включая решение таких значимых вопросов, как создание и производство маршевых кислородно-водородных двигателей для крупногабаритных ракетных ступеней и разгонных блоков, восстановление (создание) экспериментальной базы для их стендовой отработки, крупнотоннажное производство жидкого водорода для ракетно-космической техники.

Реализация проекта КРК с РН «Ангара-А5В» обеспечит разработку ряда ключевых технологий и элементов для КРК сверхтяжёлого класса, который потребуются в долгосрочной перспективе на этапе полномасштабного освоения Луны, включая создание и применение лунной базы и лунной орбитальной станции, а также при осуществлении экспедиций к Марсу и другим объектам дальнего космоса.

Предложения ведущих организаций отрасли о совместной разработке КРК для космодрома «Восточный» подтверждают принципиальную возможность поэтапного

создания семейства перспективных средств выведения КА с использованием принципов модульного построения и глубокой унификации перспективных РН среднего, тяжёлого и сверхтяжёлого классов.

МНОГОРАЗОВЫЕ ТРАНСПОРТНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ: НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЗАДЕЛ И АКТУАЛЬНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗРАБОТОК

А.А. Медведев, И.А. Биркин, С.П. Зацерковный, В.С. Юрченко

ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Научно-технический задел в области многоразовых транспортных космических систем (МТКС) включает десятки проектов, результаты масштабных экспериментальных программ отработки технологий спасения и многоразового применения космических средств, опыт реализации проектов Space Shuttle и «Энергия-Буран», а также опыт многолетней эксплуатации американской МТКС.

Имеются как выдающиеся достижения, так и значительные просчёты в реализуемости и эффективности отдельных концепций, включая закрытие после многолетних дорогостоящих разработок амбициозных проектов (в том числе попыток создания «идеальных» в эксплуатации одноступенчатых МТКС крылатого и баллистического типов - NASA, Delta Clipper, Venture Star, HOTOL и т.п.).

Ведущие космические державы при планировании развития систем доступа в космос рассматривают сбалансированное применение одноразовых и многоразовых средств, планируя внедрение многоразовых элементов поэтапно - от создания частично многоразовых к полностью многоразовым системам. К настоящему времени в число предпочтительных вариантов выдвинулась прагматичная концепция создания частично многоразовой двухступенчатой системы вертикального старта с первой возвращаемой ступенью крылатого или баллистического типа.

За рубежом наблюдается рост интенсивности и значительные успехи разработок технологий МТКС, в первую очередь, в США (по возвращаемым блокам ракеты Falcon 9, по суборбитальной системе New Shepard, по космоплану XS-1, по орбитальному самолёту X-37B, по коммерческим проектам орбитальных и суборбитальных ракетопланов и др.). Активность в разработках технологий МТКС возрастает в странах ЕС, в Китае, Индии.

Отечественный задел по МТКС включает результаты проработки практически всех известных концепций таких систем, однако их анализ проводился в различные периоды времени и с различной глубиной детализации.

Создание многоразовой ракетно-космической системы предусмотрено «Основами государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу». В ходе эскизного проектирования системы МРКС-1, выполненного в 2013 году, была сформирована кооперация предприятий ракетной и авиационной отраслей для продолжения НИОКР в соответствии с обоснованным порядком лётно-экспериментальной отработки ключевых технологий и технических решений для многоразового ракетного блока.

Необходимо скорейшее возобновление актуальных технологических разработок (материалы для многоразовой «горячей» конструкции, ресурсные испытания многоразового двигателя демонстратора, аэротермодинамика возвращаемых блоков, межполётное обслуживание «по техническому состоянию») во избежание утраты нако-

пленного научно-технического задела, для обеспечения преемственности разработок и налаженных кооперационных связей.

ТЕНДЕНЦИЯХ РАЗВИТИЯ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.А. Медведев, И.А. Биркин, С.П. Зацерковный, В.С. Юрченко

ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

В качестве одного из путей снижения затрат на реализацию проектов космических систем некоторых типов завоёвывает популярность построение орбитальных группировок из малых космических аппаратов (МКА). Такие системы благодаря технологическим достижениям в области МКА уже в настоящее время в ряде случаев не уступают по соотношению целевых показателей системам с крупноразмерными КА.

После 2012 года наблюдается быстрое увеличение числа запускаемых МКА, главным образом, за счёт наноспутников, особенно в рамках реализации таких проектов, как коммерческий проект американской компании Planet Labs по созданию системы глобального оперативного мониторинга с «кубсатами» типоразмера 3U массой около 5 кг. Вместе с тем, в общем объёме рынка изготовления и запусков МКА за последние 10 лет доля наноспутников оценивается лишь в ~1%. Напротив, на спутники массой 250...500 кг (менее ~12% от общего числа МКА) приходится 45% дохода. Наибольшей стоимостью характеризуются системы с МКА, создаваемые по правительственным военным, исследовательским и технологическим программам.

Ожидаемый рост стоимости запусков МКА (на ~76% в 2016-2025 гг. по сравнению с периодом 2006-2015 гг.) не пропорционален росту численности и грузопотока выводимых МКА (в 4 и 3,3 раза соответственно). Это обусловлено как дальнейшим уменьшением размерности КА, так и внедрением более экономичных вариантов средств выведения. Запуски МКА характеризуются сравнительно низкой доходностью (среднегодовой доход в мире за последние 5 лет в 9 раз меньше дохода одной только компании Arianespace за 2014 год). Нано- и наноспутники доставляются на орбиту преимущественно экономичными способами группового и попутного выведения, а также с использованием Международной космической станции (вплоть до бесплатного запуска для некоторых категорий заказчиков).

Потребителям пусковых услуг доступны широкие возможности осуществления запусков своих МКА в вариантах группового (попутного) выведения с использованием ракет различной грузоподъёмности. Число одновременно выводимых при этом спутников достигает нескольких десятков. Множество компаний предоставляют услуги организации запусков МКА, выполняя роль посредников между владельцами КА и операторами РН, а также решая различные вопросы обеспечения запуска (испытания, сертификация МКА, их предпусковая подготовка, страхование и т.д.).

В целом анализ состояния работ по малоразмерным средствам целевых запусков МКА показывает, что задача создания систем такого класса, экономически конкурентоспособных с уже реализованными вариантами группового и попутного выведения, до настоящего времени ещё не решена. Заявленные показатели многочисленных проектов в этой области нуждаются в практическом подтверждении.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РАССЧЕТНЫХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ДЛЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЁТА РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

**А.В. Новиков
Д.А. Берг**

bergdenis-1990@yandex.ru

ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Проектирование нового изделия это длительный, трудоёмкий и дорогостоящий процесс, который проходит несколько стадий: аванпроект, эскизный проект, технический проект и т.д. При проектировании нового летательного аппарата (ЛА) расчет аэродинамических характеристик и нагрузок является первичным для дальнейшего проектирования – результат расчета является исходными данными для баллистических, прочностных, динамических характеристик ЛА, на основе которых определяются или дорабатываются конструктивные, массовые и др. характеристики.

В работе рассмотрены основные этапы эксплуатации ракет-носителей, основные проблемы каждого участка и определяемые характеристики. Определены основные участки с более жесткими требованиями по точности расчётов, что ведет к улучшению характеристик с минимизацией затрат.

Представлено описание этапов, на которых допустимо использование расчетных исследований с использованием CFD методов заменяющих экспериментальные исследования, сравнение результатов CFD расчётов и натурных экспериментальных исследований, обоснование необходимости натурных экспериментов, приведена невозможность использования традиционных расчётных методик при сложной компоновочной схеме.

Результатом использования расчетного исследования при отсутствии натурной экспериментальной отработки на ранних стадиях проектирования летательного аппарата – аван-проект, эскизный проект, и CFD расчётов в совокупности с экспериментом в дальнейших этапах ведет к сокращению времени без потери точности определения аэродинамических характеристик и нагрузок ракет-носителей. Что в свою очередь сокращает общий срок и стоимость проектирования новых перспективных средств выведения.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕСУРСОВ МОДУЛЯ «ЗАРЯ» ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ОРБИТАЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ МКС НА ЗАВЕРШАЮЩЕМ ЭТАПЕ ПОЛЕТА

С.Е. Пугаченко, А.А. Лангуев, Г.Н. Сорохтин, С.С. Ремчуков

КБ «Салют» ГКНПЦ имени М.В. Хруничева

Рассмотрен частный случай использования в интересах МКС компонентов топлива из баков ДУ ФГБ в нерасчетной нештатной ситуации – разгерметизации обитаемого отсека ФГБ.

В настоящее время ФГБ обладает двумя основными ресурсами, пригодными для использования в интересах МКС: объемом гермоотсеков для размещения грузов и запасами топлива. Нештатные ситуации, связанные с разгерметизацией ФГБ, могут иметь катастрофические последствия для МКС. Так как в баках ФГБ может храниться до 60% всего располагаемого топлива МКС, то его потеря приводит к невозможности

выполнения управляемой утилизации МКС. Таким образом, задача создания условий для возможности передачи топлива из ФГБ в условиях разгерметизации является важнейшей задачей для дальнейшей эксплуатации МКС.

Решение этой задачи заключается в том, чтобы в момент разгерметизации автоматически перекофигурировать систему передачи топлива ФГБ с целью обеспечения возможности последующей (в течение 180 суток) передачи топлива без выдачи команд управления и создания температурных условий для поддержания компонентов топлива в жидком состоянии.

В статье приведены результаты оценки максимально возможного количества передаваемого топлива в зависимости от таких параметров, как запасы азота и компонентов топлива в ФГБ, температура баков, рабочее давление на редукторах.

Разработаны различные сценарии по обеспечению температурных условий топлива с задействованием автоматических и/или командных трактов управления СОТР. Предложены также способы пассивного обеспечения температурных режимов топлива.

Опыт, полученный при разработке данного вопроса, позволил сформулировать некоторые требования к будущим орбитальным станциям, в том числе окологлушным, заключающиеся в конкретных предложениях по системам орбитальных станций с целью парирования НШС с катастрофическими последствиями.

НОВЫЕ ГАЗОТЕРМИЧЕСКИЕ И ВАКУУМНЫЕ ПОКРЫТИЯ, РАЗРАБОТАННЫЕ В КБ «САЛЮТ» ГКНПЦ ИМ. М.В. ХРУНИЧЕВА. СВОЙСТВА ЭЛЕКТРОПРОВОДНЫХ ТЕРМОРЕГУЛИРУЮЩИХ, АНТИФРИКЦИОННЫХ И ИЗНОСОСТОЙКИХ И ДР. ПОКРЫТИЙ. ПЕРСПЕКТИВЫ ВНЕДРЕНИЯ В РКТ

М.Б. Соколов, Г.Е. Мишензников, А.В. Сидоров, А.В. Чувилькин

КБ «Салют» ГКНПЦ имени М.В. Хруничева

В КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева с кооперацией проводятся работы по разработке и внедрению в производство многофункциональных покрытий с использованием газотермических и вакуумных технологий. Был проведён ряд научно-исследовательских и опытно-экспериментальных работ в интересах изделий ГКНПЦ.

Разработано и паспортизировано терморегулирующие покрытие ЭПП-Б1 для ГО РН. Новое покрытие имеет ряд преимуществ перед штатными покрытиями. Проведённые работы по отработке технологии на натуральных макетах ГО и образцах, позволяют приступить к внедрению покрытия ЭПП-Б1 и технологии газотермического напыления в производство.

Эта разработка позволила провести работы по созданию новых многофункциональных электропроводных и терморегулирующих покрытий для КА. Новое электропроводное терморегулирующее покрытие ЭПП-Б4 с минимальным газовыделением, разработано для защиты космических комплексов, аппаратов и др., от воздействия факторов космического пространства.

В последние годы в ракетной технике в качестве магистральных трубопроводов для криогенных топлив используются трубопроводы, выполненные из полиимида. Так как полиимид является диэлектриком, то на поверхности трубопровода происходит накопление статического электричества. Для защиты от накопления статического электричества разработано электропроводное газотермическое покрытие на основе алюми-

ния. Технологичность изготовления такого покрытия на полиимидных трубопроводах выше применяемого в настоящее время.

Совместно с ИФПМ СО РАН была разработана технология производства антифрикционного износостойкого покрытия для машиностроения с использованием магнетронного напыления хрома и ионной имплантации, для штоков электрогидросервоприводов, взамен гальванического нанесения хромовых покрытий. Проведённые комплексные испытания показали, что новое экспериментальное покрытие удовлетворяет требованиям герметичности и износостойкости, при этом показатели по микротвёрдости и коэффициенту трения скольжения в 1,5 раза лучше гальванического. Внедрение данной технологии также позволит отказаться от экологически вредного гальванического производства.

В настоящее время планируются работы по акустической защите ГО с использованием газотермических технологий и покрытий. Предлагается нанесение многослойного композитного газотермического покрытия, более совершенного по сравнению с применяемыми штатными теплоизолирующими материалами (с звукоизолирующими свойствами) требующими много ручной работы. Особенно это актуально для ГО из алюминиевого сплава – менее затратных, чем широко применяемые ГО трехслойной конструкции из ПКМ.

На вновь разрабатываемые СЧ КРК предъявляются требования по молниестойкости. Исходя из этих требований, предложен способ обеспечения защиты конструкции, который заключается в создании на пути вероятного проникновения молнии экрана из тонких слоев металла, нанесённого газотермическим методом, и диэлектрика, нанесение которого также возможно в т.ч. и газопламенным методом.

Актуальной разработкой является применение термобарьерных покрытий в элементах конструкций РН. Для защиты металлических и неметаллических конструкций от воздействия высоких температур и окисления могут быть применены термобарьерные покрытия на основе керамических материалов с металлическим подслоем. Использование тугоплавких оксидов гафния и циркония обеспечивает повышение рабочих температур изделий до 1650°C и выше.

Вышеуказанные возможности термобарьерных газотермических покрытий предлагается использовать при отработке ТЗП РН особенно при защите от воздействия пиковых температур возможных на различных узлах РН, в том числе в многоразовых возвращаемых ракетных блоках.

Применение новых технологий и покрытий позволяет снизить совокупные издержки на производство и получить конкурентные преимущества, а положительный мировой опыт использования газотермических и вакуумных покрытий в аэрокосмической отрасли, показывает перспективность данных разработок.

ИДЕАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРОИЗВОДСТВА

И.А. Гурина¹
В.Д. Костюков²

¹ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)

Для решения задач моделирования сложных систем существуют хорошо проверенные на практике методологии и стандарты. К таким стандартам относятся методологии семейства IDEF. С их помощью можно эффективно отображать и анализировать

модели деятельности широкого спектра сложных систем в различных разрезах. При этом широта и глубина обследования процессов в системе определяется самим разработчиком, что позволяет не перегружать создаваемую модель излишними данными. Существенным моментом реформирования информационной системы предприятия является определение границ проводимого изменения. Чересчур масштабные внедрения инноваций потребуют неоправданно крупных затрат времени и материальных средств. В то же время затянувшаяся реформа информационной системы предприятия может привести к тому, что она морально устареет ещё до окончания внедрения этих изменений. С учетом этих положений в ГКНПЦ имени М.В. Хруничева и проводятся работы по совершенствованию единой корпоративной информационно-телекоммуникационной системы управления предприятием - ЕКИТСУП. Одной из функций ЕКИТСУП является управление работами по технологическому обеспечению производства. На рис представлена диаграмма «как должно быть» блока: «Технологически обеспечивать производство».

Эти работы включают бизнес процессы: управления бюро технологического обеспечения производством – БТОП; осуществления авторского надзора; расчета загрузки оборудования; выполнения отчёта по качеству работы отдела Главного технолога – ОГТ; создания и сопровождения стандартов предприятия - СТП и перечней действующей нормативно-технологической документации.

ВНЕДРЕНИЕ CFD ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА «ЛОГОС» И СУПЕР-ЭВМ ДЛЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО И ТЕПЛООВОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

И.Н. Каракотин, А.С. Кудинов **rockot1@yandex.ru**
И.И. Юрченко, Я.А. Стрюков, Т.Г. Иванова, Д.А. Берг

ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

В настоящее время при создании новой ракетно-космической техники предъявляются все более жесткие требования к надежности и улучшению характеристик при минимизации затрат времени и средств на этапах проектирования и экспериментальной отработки. Благодаря развитию вычислительных методов аэродинамики и теплообмена, а так же созданию в России современных многопроцессорных супер-ЭВМ появилась возможность частичного замещения дорогих и длительных физических испытаний моделей в аэродинамических трубах на проведение вычислительных экспериментов с использованием удаленного сетевого доступа к супер-ЭВМ с производительностью до 300 Тфлоп/сек.

В работе рассмотрены перспективы внедрения программного комплекса (ПК) вычислительной аэродинамики и теплообмена «ЛОГОС» разработки Федерального ядерного центра в г. Саров для расчетов аэродинамических и тепловых нагрузок при проектировании ракет-носителей на всех этапах полета от малых дозвуковых до гиперзвуковых скоростей.

Представлена методика тестирования программного комплекса для выявления наилучших параметров геометрической модели, расчетной сетки, настроек решателя и способов удаленных вычислений на распараллеленных процессорах, позволяющих получить результат с точностью, не хуже чем в экспериментальных исследованиях для ряда задач. Разработана программа совмещения вычислительных и физических экспериментов, позволяющая получать наиболее полный и достоверный объем данных по аэродинамическим и тепловым нагрузкам в полете.

Рассмотренный класс задач нагрева при гиперзвуковом обтекания для расчетов в ПК «ЛОГОС» охватывает эффекты отрывного течения, интерференции ударных волн, воздействия струй двигателей, управления обтеканием, что позволяет на ранних этапах проектирования выявить участки конструкции, подвергающиеся критическим нагрузкам и обеспечить их защиту.

Результатом внедрения ПК «ЛОГОС» и супер-ЭВМ станет сокращение сроков определения аэродинамических и тепловых нагрузок на новые средства выведения с 4..5 лет до 1 года и менее с соответствующей экономией и увеличением информативности получаемых данных.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭТАЛОННОГО УПРАВЛЕНИЯ КИСП СТО ЭЭО И ЭФХО

В.Д. Костюков¹, Д.А Шканов²

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)

²ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

В настоящее время множество PDM (PDM - Product/Project/Process Data Management)-разработок, следовавших традиционным принципам архитектуры клиент/сервер, оказались не в состоянии выйти за рамки научного проекта отдела информационных технологий. Группа, занятая реализацией системы PDM, обычно тратит годы на бесплодные попытки построить общую модель данных, которая удовлетворит все требования всех подразделений корпорации. Но эта реализация так и не доходит до полного завершения, поскольку постоянно меняются и добавляются новые правила ведения бизнеса. Пользователи недопустимо долгое время находятся в состоянии ожидания прикладной системы для отслеживания проектной информации об изделии. Окупаемость таких проектов оказывается неприемлемо низкой.

Современная крупная корпорация, как правило, объединяет множество различных подразделений, которые предъявляют свои уникальные требования к производственному процессу. За последнее десятилетие программы управления информацией корпоративного уровня эволюционировали от централизованных систем на мэйнфреймах к системам с архитектурой «клиент/сервер». Однако, несмотря на наличие большой коммерческой потребности, реализации подобных систем имели до недавнего времени лишь ограниченный успех. Являясь, по сути, слепком с больших систем эпохи «Mainframe», реализации клиент/серверных технологий продолжают следовать традиции этой эпохи - разработке по методу «сверху-вниз». Полученные в результате системы с жестко определенными внутренними связями резко контрастируют со свободным потоком распространения информации и делают очевидными присущие централизованной архитектуре недостатки. Их трудно развертывать, дорого поддерживать и сложно адаптировать к постоянным изменениям требований корпоративного бизнеса. Такие системы, как правило, зависят от знания частных инструментальных средств и ресурсов поставщика. Но главное препятствие для эффективной работы систем корпоративного уровня - это навязывание единого представления информационных ресурсов, то есть, унифицированной модели данных. Хотя такая модель может быть распределена по подсистемам подразделений корпорации, для всех подсистем она должна быть полностью одинакова. В результате создается однородная объединенная среда, никак не учитывающая различия решаемых задач и профессионального уровня пользователей в географически разбросанных подразделениях корпорации, а также постоянного изменения требований и условий ведения

бизнеса. Именно с целью преодоления этих противоречий создается и совершенствуется единая корпоративная информационно-телекоммуникационная система управления предприятием - ЕКИТСУП.

ОСНОВНЫЕ ПРОИЗВОДСТВЕННЫЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ЗАДАЧИ ПО СОЗДАНИЮ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

**И.Н. Каракотин, В.А. Склаво
Т.В. Усачева, В.В. Цепляев**

salut@khrunichev.com

ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

В ГКНПЦ решаются следующие производственные газодинамические задачи по созданию РКН, РБ и КА, а также адаптации КА:

- задачи, связанные с определением силового газодинамического воздействия на элементы РКН, РБ, КА, а также на элементы стартового сооружения от струй, истекающих из сопел РКН, РБ и КА, а также определение силового воздействия от выхлопов из различных систем на элементы РКН и КА. Данное силовое воздействие определяет прочностные характеристики элементов конструкции РКН, РБ и стартового сооружения, а также параметры системы разделения ступеней и отделения ОБ;
- определение шарнирных моментов действующих на сопла ДУ во время полёта. Указанные моменты являются комбинацией аэродинамической составляющей, течения в донной области, а также струи истекающей из сопла двигателя. Определение указанных моментов важно при разработке динамической схемы РКН;
- определение внутренних давлений под ГО и в сухих отсеках во время полёта. Расчёт указанных давлений необходим для определения прочностных характеристик сухих отсеков и обеспечения уровня падения давления под ГО, который задаётся для каждого КА в зависимости от конструкции в индивидуальном порядке;
- уровень загрязнения КА продуктами сгорания РДТТ. Данный уровень определяется для недопущения превышения предельного уровня загрязнения для КА, что сказывается как на времени его жизни на орбите, так и на возможности функционирования в целом. В-первую очередь это вызвано тем, что при уровне загрязнения выше допустимого могут выйти из строя солнечные датчики ориентации и КА будет не управляем;
- задачи установки датчиков давления, обработка и анализ информации полученной с последних по результатам пусков. Последнее необходимо, как для отслеживания лётных характеристик изделия и возможности выявления причин аварии при её возникновении, так и для накопления лётной информации, используемой для создания новых образцов ракетно-космической техники.

По каждой из указанных выше задач на основе теоретических и экспериментальных данных разработана собственная уникальная методика расчёта.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ИДЕАЛЬНОГО РЕШЕНИЯ ОБЩИХ ВОПРОСОВ ТПП ДЛЯ ЭЭО И ЭФХО

В.Д. Костюков, К.Н. Цепляева

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)

Информационно-вычислительный центр комплекса непосредственно связан с провайдером Internet по оптоволоконному кабелю. Доступ к Internet компонент комплекса осуществляется двумя путями, либо через ядро комплекса, либо по каналам модемной связи. Для предоставления собственной информации в сеть Internet компоненты пользуются услугами информационно-вычислительного центра, на котором организуются необходимые для этого серверы (WWW, Sendmail, NNTP и т.п.). Связь между информационными комплексами, как одного, так и нескольких предприятий (филиалов ГКНПЦ) может осуществляться различными методами. Во-первых, это связь посредством глобальной сети Internet. Этот способ сравнительно дешев, особенно это ощутимо, если связываемые центры расположены в разных городах или странах. Связь с Internet технически может быть осуществлена также различными способами: по оптоволоконному кабелю, по спутниковой связи, по выделенному телефонному каналу. Во-вторых, связь может быть установлена по факсмодемной связи по обычным и выделенным телефонным каналам. Важность удаленного доступа к сети трудно переоценить. Это дает возможность получить информацию, хранящуюся в сети, практически с любого места, где есть телефон, модем и персональный компьютер или ноутбук. Администраторы сети получают возможность контролировать работу сети и даже решать некоторые возникающие в сети проблемы, находясь у себя дома или в командировке. Руководители, сотрудники предприятия, находясь вне производственной территории, в другом городе или другой стране могут иметь прямой доступ к самой свежей информации, хранящейся в сети. Для обеспечения такой возможности применяются серверы удаленного доступа. Принцип их действия основан на том, что по медленной телефонной линии на удаленный компьютер передается только изображение экрана терминала пользователя, а обратно - только информация о нажимаемых пользователем клавишах. Сама же задача выполняется на сервере удаленного доступа, подключенном непосредственно к сети. Поэтому весь интенсивный трафик, к примеру, при работе с базой данных, ложится непосредственно на широкополосный кабель сети.

С учетом этих положений в ГКНПЦ имени М.В. Хруничева проводятся работы по совершенствованию единой корпоративной информационно-телекоммуникационной системы управления предприятием - ЕКИТСУП. Одной из функций ЕКИТСУП является информационная поддержка решения общих вопросов технологической подготовки производства - ТПП для электроэрозионной и электрофизикохимической обработки - ЭЭО и ЭФХО.

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ АТТЕСТАЦИИ МЕСТ КРЕПЛЕНИЯ НАВЕСНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ИЗДЕЛИЙ РКТ НА ОСНОВЕ МЕТОДА ЛОКАЛЬНЫХ ЧАСТОТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Д.С. Дорошева, А.Е. Самашов

ФГУП ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, КБ «Салют»

На данный момент распространенным методом испытания конструкции на вибропрочность являются стендовые испытания, которые подразумевают создание дополнительного изделия помимо штатного, что значительно увеличивает стоимость и трудоемкость работ. В последние годы при разработке изделий РКТ внедряется метод на основе локальных частотных испытаний, позволяющий определять частотные характеристики конструкции непосредственно на штатном изделии.

При аттестации используются набор акселерометров, предусилитель и ноутбук. В качестве источника возбуждающей силы применяется миниатюрный вибростенд или возбуждающий ударный молоток с датчиком силы. В заранее определенные точки конструкции крепятся акселерометры в необходимой ориентации и прикладывается возбуждающая сила.

На основе полученных результатов проходит верификация (коррекция динамических характеристик) КЭМ конструкции. Далее по КЭМ проводятся расчеты вибрационных нагружений, усталости, долговечности, трещиностойкости конструкции и выдается заключение о допуске конструкции к эксплуатации с демонстрацией требуемых запасов.

Нормативная база РС МКС допускает проведение аттестации прочности конструкции расчётным способом. При этом в расчётах должны использоваться верифицированные КЭМ и должно быть продемонстрировано, что прочность конструкции обеспечена с коэффициентом запаса прочности $\eta \geq 2$.

Универсальность метода. Метод применяется как на конструкциях малых размеров, так и на крупных ферменных конструкциях, предназначенных для крепления большого количества грузов. По итогам аттестации крупной ферменной конструкции - рамы доставляемых грузов, установленной на модуле «Наука», было проведено сравнение результатов локальных испытаний и стендовых. Расхождение по значениям частот не превысило 10%.

Метод не зависит от импортного оборудования. На территории РФ существуют фирмы, поставляющие оборудование для проведения локальных частотных испытаний.

Предполагаемый эффект от внедрения методики аттестации:

Отказ от затрат на разработку, изготовление, испытаний сложных стендовых изделий;

Возможность применения на штатном изделии на этапе сборки;

При введении нового оборудования нет необходимости проводить полный цикл испытаний заново, достаточно провести испытания измененного участка конструкции и скорректировать КЭМ;

Предотвращение повреждения штатного оборудования при испытаниях. Испытания проводятся исключительно на силовых элементах конструкции, с уровнями амплитудных откликов, которые значительно ниже предельно допустимых уровней накопления повреждений конструкции.

МОДЕЛИРОВАНИЕ АДМИНИСТРАТИВНО-ХОЗЯЙСТВЕННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ КИСП СТО ЭЭО И ЭФХО

В.Д. Костюков¹, Т.Н. Александрова²

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)

²ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Учитывая относительно небольшую сложность изделий инструментального производства, целесообразно, в ближайшее время, активизировать работы по созданию и внедрению САПР ТП средств технологического оснащения, параллельно ускорив работы по вводу в эксплуатацию в инструментальное производство прогрессивного оборудования с ЧПУ, в том числе и обрабатывающих центров, обеспечивающих быстрое и высококачественное изготовление электродов для электроэрозионных копировально-прошивочных станков с ЧПУ типа Ажитрон фирмы Ажи Швейцария.

Программное обеспечение, используемое в информационном комплексе, может быть достаточно разнородным. Поэтому рекомендуется применение стандартных протоколов для связи между компонентами сети. За базовый принят протокол TCP/IP, который используется в Internet. Каждая из компонент комплекса может использовать любое программное обеспечение, но при этом должна быть обеспечена поддержка TCP/IP протокола. Например, если сегмент сети работает под управлением сети Novell, использующей протоколы IPX/SPX, то такой сегмент должен подключаться к ядру информационного комплекса посредством шлюза, который обеспечит трансляцию протоколов IPX/SPX в TCP/IP. Отказ технических и/или программных средств приводит к простоя сети на время ремонта и, в конечном счете, к убыткам (среди них не последнюю роль играет потеря доверия клиентов). В самом худшем случае при отказе программного обеспечения может потребоваться переинсталляция всей операционной системы на файловом сервере и восстановление данных с архивных копий, что может потребовать простоя сети в течение суток. Для выполнения задачи создания компьютеризированного сертифицированного производства предлагается следующая конфигурация информационного комплекса предприятия. Ядром комплекса служит высокопроизводительный информационно-вычислительный центр. Основными функциями центра являются: объединение различных по назначению компонент информационного комплекса и осуществление информационного обмена между ними; хранение обобщенной информации; управление информационными модулями; предоставление вычислительных ресурсов. С учетом этих положений в ГКНПЦ имени М.В. Хруничева и проводятся работы по совершенствованию единой корпоративной информационно-телекоммуникационной системы управления предприятием - ЕКИТСУП.

ТЕПЛОВЫЕ НАГРУЗКИ В ДОННЫХ ОБЛАСТЯХ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ КОЛИЧЕСТВА ДВИГАТЕЛЕЙ, РЕЖИМОВ ИХ РАБОТЫ И УСЛОВИЙ ПОЛЕТА

И.И. Юрченко, И.Н. Каракотин
А.С. Кудинов

rocket1@yandex.ru

ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

В настоящее время проектируются новые ракеты-носители с различным количеством маршевых двигателей на первой ступени. Струи маршевых двигателей оказывают определяющее тепловое воздействие на донные области. Поскольку возможности наземной отработки такого воздействия в условиях широкого диапазона нерасчетностей и внешнего скоростного напора сильно ограничены, необходимы универсальные методы определения тепловых нагрузок для произвольного количества двигателей и условий внешнего обтекания. Такие методы были разработаны в КБ «Салют» и прошли подтверждение прямыми измерениями с помощью датчиков в полете для нескольких вариантов количества двигателей и условий полета от старта до выхода за пределы плотных слоев атмосферы.

В работе представлены основные результаты, отражающие режимы течения газа в донной области. Получено существование шести режимов течения, сменяющих друг друга в процессе полета по мере расширения струй и изменения условий внешнего набегающего потока. Для каждого режима найдены критерии начала и завершения его существования, а так же методики расчета температуры среды, давления и тепловых нагрузок на конструкцию в донной области [1].

Получен ряд новых эффектов течения в донных областях, в частности: пиковый дозвуковой заброс горячих газов, стабилизация температуры среды, стабилизация давления среды в донной области с «запиранием» горячих газов между соплами и ряд других.

В результате проведенной работы появилась возможность быстрого и достаточно точного определения тепловых нагрузок на элементы конструкции в донной области ракет с любым количеством маршевых двигателей, осуществляющих полет по различным траекториям для расчета температурных режимов конструкции и реализации способов защиты в виде нанесения теплозащитного покрытия и выбора подходящих материалов донных экранов донных экранов.

МОДЕЛЬ ПЕРСПЕКТИВНОГО ВЫПОЛНЕНИЯ РАСЦЕХОВКИ

В.Д. Костюков¹, А.В. Цырков²

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)

²ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Компьютеризированная интегрированная информационная система технологического отдела расцеховок и материальных нормативов КИНС ТОРМН является, по сути, ядром автоматизированной системы технологической подготовки компьютеризированного сертифицированного производства ракетно-космической техники АСТП КСП РКТ, создаваемой на РКЗ в соответствии с КОНЦЕПЦИЕЙ. АСТП КСП РКТ позволит объединить в рамках единого информационного пространства (ЕИП) различные подразделения Центра, участвующие в создании изделий: отдел ERP-систем; отделы КБ «Са-

лют»; отделы Главного технолога РКЗ; отделы Главного инженера РКЗ. Создание АСТП должно обеспечить: сохранение уникального конструкторского и технологического задела и опыта создания объектов ракетно-космической техники путем его реализации на современных информационных средствах и системах; постепенный переход РКЗ на компьютеризированное интегрированное производство объектов РКТ и его высшей фазы развития - компактных интеллектуальных сертифицированных производств. Целью создания КИНС ТОРМН и АСТП в целом является: снижение сроков и затрат на технологическую подготовку производства РКЗ; уменьшение количества ошибок проектировщиков и их устранение на ранних этапах создания изделий; выбор перспективных конструкций РКТ с учетом технологических факторов; создание и отработка системы электронного документооборота между различными подразделениями РКЗ, значительное сокращение времени согласования принимаемых решений за счет организации проектирования в параллельных средах. Функциями КИНС ТОРМН должны являться бизнес процессы работ по: труду и заработной плате - ТИЗ ТОРМН, проектированию межцеховых технологических маршрутов, расцеховке опытных изделий основного производства, расцеховке изделий опытно-экспериментального производства, формированию норм расхода материала, расцеховке средств технологического оснащения – СТО.

О НЕКОТОРЫХ ОСОБЕННОСТЯХ ЛУЧИСТОГО ТЕПЛООБМЕНА ПРИ ПОЛЕТАХ НА БОЛЬШИХ ВЫСОТАХ

Н.В. Шугаева, И.Н. Каракотин

ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Рассматривается методика определения лучистых тепловых потоков от струй ЖРД на элементы конструкции РБ при полете на больших (больше 150 км) высотах.

Истечение струи ДУ в разреженную атмосферу приводит с одной стороны к уменьшению плотности радиационного теплового потока за счет увеличения угла разлета, а с другой стороны, к его возможному увеличению за счет замедления релаксационных столкновительных процессов в разреженной среде.

Созданные различными авторами в отрасли программы (в свое время сданные в отраслевой фонд программ) или более новые, судя по имеющимся ссылкам, ограничиваются в основном рассмотрением высот до 60 км, а также расчетами тепловых потоков к элементам конструкции, находящимся в донной области. В связи с этим задача расчета лучистых тепловых потоков в разреженной атмосфере на произвольно расположенные элементы конструкции РБ, которые могут находиться в зоне действия является достаточно актуальной.

Рассмотрена задача определения лучистых тепловых потоков в предположении равновесного излучения, а также рассматриваются особенности излучения, связанные с неравновесностью параметров в истекающей струе. Помимо этого приведены результаты расчета тепловых потоков от струи МД РБ КВТК к элементам конструкции РБ КВТК для случая равновесной и замороженной колебательной температуры.

МОДЕЛЬ ПЕРСПЕКТИВНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ИЗГОТОВЛЕНИЯ СТО ДЛЯ ЭЭО И ЭФХО

А.В. Воронков¹, В.Д. Костюков²

¹ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)

Одним из наиболее перспективных направлений в области автоматизации проектирования средств технологического оснащения - СТО для электроэрозионной и электрофизикохимической обработки - ЭЭО и ЭФХО является участие совместно с компактным интеллектуальным сертифицированным производством средств технологического оснащения холодной штамповки - КИСП СТО ХШ, КИСП СТО неметаллов - НЕМЕТ и КИСП СТО металлургического производства - МП в исследованиях по освоению лазерной стереолитографии, ЛОМ-технологии и подобных им технологий по комплексному проектированию и изготовлению промоделей деталей (электродов-копиров) методами послойного синтеза. Предполагается также тесное взаимодействие с плазово-шаблонным цехом по созданию производства электронных плазов (электронных макетов) и шаблонов, а также с отделом Главного метролога - ОГМетр по освоению спектра методов объективного контроля, прежде всего формообразующих элементов СТО для ЭЭО и ЭФХО, и освоению гибридной технологии их проектирования, основанной на широком использовании координатно-измерительных машин (КИМ) с ЧПУ и интерфейсами к персональным электронным вычислительным машинам - ПЭВМ таких, как КИМ цехового уровня фирмы FARO (США), DEA и Poli (Италия). Предполагается активное участие КИСП СТО ЭЭО и ЭФХО совместно с КИСП СТО ХШ, КИСП СТО НЕМЕТ и КИСП СТО МП в работах по поиску эффективных решений в области модернизации существующего парка оборудования инструментального производства - ИП и оснащению его прогрессивным оборудованием, в том числе с ЧПУ по типу созданного на МАПО «МИГ» (корпус 100) автоматизированного производства обводообразующей оснастки с применением станков с ЧПУ (3-х - 5-ти координатных) фирмы MECOF (Италия), CAD/CAM/CAE систем NX, CATIA и ADEM, с целью получения управляющих программ - УП обработки уникальных формообразующих элементов СТО для ЭЭО и ЭФХО в едином сквозном процессе проектирования на автоматизированных рабочих местах - АРМ КИСП СТО ЭЭО и ЭФХО. Одним из возможных путей реализации этих предложений является передача станков с ЧПУ (фрезерных и обрабатывающих центров), не загруженных в цехах основного производства, в цеха ИП с одновременной их модернизацией. Данные положения учитывались при формировании диаграмм «как должно быть» блока: «Проектировать и изготавливать СТО для ЭЭО и ЭФХО» и входящих в него бизнес-процессов: проектирования средств технологического оснащения электроэрозионной и электрофизикохимической обработки; проектирования ТПП изготовления СТО ЭЭО и ЭФХО; изготовления средств технологического оснащения электроэрозионной и электрофизикохимической обработки.

ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ ТЕПЛОвого МОДЕЛИРОВАНИЯ И АНАЛИЗА «SALUTE THERMAL SHELL»

С. А. Щукин, П. Д. Судомоин

ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Задачи теплового проектирования занимают одно из важнейших мест при создании космических аппаратов, ракет-носителей, разгонных блоков, пилотируемых космических комплексов, а также их систем. Поэтому одними из основных факторов, оказывающих влияние на успешное выполнение поставленных задач проектирования, являются скорость и качество тепловых расчётов. Современные предприятия работают по принципу параллельного проектирования, при котором выполняемые работы ведутся одновременно, в тесном и оперативном взаимодействии конструкторского и проектно-расчётного направлений. При тепловом проектировании какого-либо изделия работа ведётся в основном с его тепловой математической моделью (ТММ). Необходимо отметить также, что качество выполняемых тепловых расчётов зависит от степени проработки ТММ – от её детализации. В современных изделиях ракетно-космической техники присутствует огромное количество взаимодействующих компонентов: элементы конструкции, топливные баки, двигательные установки, многочисленные приборы.

Для обеспечения качества, скорости и удобства выполняемых работ существуют системы автоматизированного проектирования и системы инженерного анализа, которые позволяют подготовить ТММ для проведения расчёта и упрощают анализ результатов. Эти системы одновременно выполняют функции препроцессора и постпроцессора для пакетов расчётных программ.

Пакет прикладных программ (ППП) «ТЕРМ-3», разработанный в ЦНИИМАШ, не имеет пре- и постпроцессора, что существенно повышает трудоёмкость подготовки ТММ и анализа результатов расчётов. Хотя новая версия пакета «ТЕРМ», называемая «Thermal Server» и имеет пре- и постпроцессор, но она не нашла широкого применения из-за отсутствия некоторой нужной функциональности: в частности затруднена возможность проведения многоэтапных расчётов из-за замены некоторых команд и отсутствует возможность создания пользовательских модулей.

Приложение «Salute Thermal Shell» – это автоматизированная система для визуального проектирования тепловых моделей и выполнения теплового анализа. Приложение является удобной графической оболочкой – пре- и постпроцессором для решателей ППП «ТЕРМ». Поддерживаются два выпуска решателей «ТЕРМ»: старый пакет «ТЕРМ-3» (2002 год) и новый пакет «Thermal Server» (2014 год), выпущенный как часть системы «Thermal Client / Server System».

При помощи «Salute Thermal Shell» на сегодняшний день проведено большое количество тепловых расчётов ТММ элементов конструкций и агрегатов изделий ракетно-космической техники.

ЭТАЛОННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ РАБОЧИХ ТП И УП ДЛЯ ЭЭО И ЭФХО

В.Д. Костюков¹, Е.Д. Лобов²

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)

²ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Внедрение современных компьютерных технологий на российских промышленных предприятиях позволяет им выжить и преуспеть на рынке машиностроительной продукции в условиях жесткой конкуренции. Автоматизация проектирования дает возможность предприятиям быстро реагировать на изменение спроса, в короткие сроки выпускать новые виды продукции, быстро модернизировать выпускаемую продукцию, отслеживать жизненный цикл - ЖЦ изделий, эффективно повышать качество изделий. Уже закончилось то время, когда потребности конструкторско-технологических отделов ограничивались САД-системами, действующими по образу и подобию кульмана. Современный подход к автоматизации проектирования характерен комплексностью решений. Поэтому все чаще предпочтение отдается продуктам, интегрированным между собой. 3D-моделирование является значительным шагом в освоении автоматизированной конструкторской подготовки производства. Использование технологий 3D-моделирования позволяет существенно сократить затраты на проектирование, выпуск и испытание опытных образцов и дорогостоящей оснастки на пробные партии изделий. Создание единого информационного пространства для управления процессами разработки и подготовки производства представляет собой качественно новый уровень автоматизации. Технологически он реализуется за счет автоматизации управления потоками работ и информационных объектов (документов, моделей, программ ЧПУ и прочего) на основе внедрения и настройки системы полного электронного описания продукта (PDM). С организационной же точки зрения, речь идет о комплексном проекте внедрения с заданными сроками завершения этапов, ограничениями на затраты, временных и людских ресурсов, административными механизмами реализации. С учетом этих положений с привлечением сторонних предприятий в ГКНПЦ имени М.В. Хруничева проводятся работы по совершенствованию единой корпоративной информационно-телекоммуникационной системы управления предприятием - ЕКИТСУП.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ РАЗВИТИЕ ПРОИЗВОДСТВА. МАТЕРИАЛЫ, ТЕХНОЛОГИИ, ОБОРУДОВАНИЕ

А.В. Сидоров, Г.Е. Мишензников, А.В. Чувилькин, Я.О. Можаровский

ФГУП ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, КБ «Салют»

Основной задачей, стоящей перед предприятиями нашей отрасли, является создание современной надежной ракетной техники, с использованием прогрессивных технологий и материалов, при этом должна быть максимально снижена стоимость изделий без ухудшения качества.

В аэрокосмической отрасли США и европейских стран активно используется высокопроизводительное оборудование и перспективные технологии. Широкое распространение получили технологии трещиноустойчивой сварки, аддитивные технологии, технологии газотермического и вакуумного напыления. Последние используются, как

Секция 11

для создания многофункциональных покрытий специального назначения, так и для замены экологически вредного гальванического производства.

Назначение и область применения газотермического напыления – нанесение покрытий со специальными свойствами: (коррозионно-стойкими, жаростойкими, теплозащитными, антифрикционными, электропроводными, оптическими и т.д.) в том числе при изготовлении и ремонте деталей и узлов, подвергающихся во время работы воздействию высоких нагрузок и интенсивному изнашиванию.

Известно применение газотермических покрытий в электротехнической и электронной промышленности, в авиационной и ракетной технике, при создании конструкций из новых материалов.

В отрасли (РКТ) должны широко применяться процессы автоматизации, в том числе с применением роботов. При газотермических технологиях широко применяется роботизированные установки с автоматизированными системами контроля нанесения покрытий, такие установки позволяют снизить совокупные издержки на производство и получить конкурентные преимущества.

Новые технологии и процессы автоматизации применяются в ГКНПЦ, при изготовлении топливных баков с применением фрикционной сварки (ФС) на производственной базе в филиале ГКНПЦ в Омске, с использованием механизированной оснастки и автоматизированным процессом контроля при сварке.

Для изготовления сферических днищ для топливных баков осваивается технология ротационной вытяжки. Широкое применение автоматизация находит в технологических процессах механической обработки заготовок. В планах модернизации производства предусматривается использование станков для зеркального фрезерования из цельных алюминиевых заготовок.

Планируется внедрение газотермических технологий с использованием роботизированного оборудования в изделия ГКНПЦ.

Использование этого оборудования позволит значительно снизить количество операций, количество персонала, повысить качество изготовления и снизить стоимость изготавливаемой продукции.

МОЛНИЕСТОЙКОСТЬ РКН

А.Н. Доронин, Ю.И. Сенцов, Ю.Т. Тимофеев, М.В. Хмельщиков

ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

В связи со строительством космодрома «Восточный» в грозоактивном районе (4ударра/км²·год) к РКН «Ангара-5П» предъявлено требование ее молниестойкости к слабым молниям. Это связано с тем, что существующие системы молниезащиты эффективней перехватывают сильные молниевые разряды, чем слабые. В результате в ракету может ударить слабая молния. Уровень интенсивности сильных молний составляет несколько сотен килоампер, а слабых - несколько единиц килоампер.

Молниестойкость ракеты к слабым молниям определяется главным образом термической стойкостью диэлектрических элементов внешней конструкции ракеты и электрической стойкостью радиоэлектронной аппаратуры к токам растекания молнии и индуцированному ей электромагнитному полю.

Необходимыми мероприятиями, направленными на решение этих задач являются:

- минимизация неэкранированных зазоров в конструкции корпуса ракеты, препятствующая проникновению внутрь токов растекания и электромагнитного поля;

- металлизация ракеты, направленная на выравнивание потенциала по объему ракеты и препятствующая возникновению разрядов;
- электропроводное покрытие диэлектрических элементов конструкции с использованием молниестойких материалов, исключающих их разрушение.
- Вопросы молниестойкости являются для ГКНПЦ им. М.В.Хруничева новыми, так как к ранее разработанным на нашем предприятии ракетам это требование не предъявлялось ввиду их эксплуатации на космодромах «Байконур» и «Плесецк» с малой грозовой активностью (1удар/км²-год). Поэтому в настоящий момент в ГКНПЦ разработан следующий план работ в обеспечение выполнения требования по молниестойкости:
 - анализ существующей информации по молниестойкости РКН;
 - проведение совместно с ЦНИИмаш, осуществляющего научно-методическое руководство работами, расчетов по уровню электромагнитного воздействия на РКН;
 - изготовление стендового макета наружной кабельной сети, наиболее подверженной воздействию молниевых разрядов;
 - проведение испытаний макета в специализированной организации на воздействие молниевых разрядов;
 - выработка требований к молниестойкости диэлектрических элементов конструкции РКН и ее радиоэлектронной аппаратуры.

ПРИМЕНЕНИЕ СОВРЕМЕННЫХ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПОДХОДОВ ПРИ СОЗДАНИИ МЕТАЛЛИЧЕСКОГО КРУПНОГАБАРИТНОГО ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ

И.Г. Оленин, И.В. Михайлов

ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

С целью снижения себестоимости изготовления ракет космического назначения (РКН) для обеспечения конкурентоспособности на международном рынке космических услуг в сфере выведения, применяется ряд методов, как организационно-экономических, так и конструктивно-технологических. Современное оборудование предоставляет возможность значительно сократить производственный цикл изготовления изделия и снизить себестоимость. Одной из приоритетных задач в России является обеспечение импортозамещения во многих областях, в частности в ракетостроении. В настоящий момент большинство композиционных материалов в конструкции РКН являются импортными. Существующие отечественные современные головные обтекатели (ГО) имеют высокий уровень конструктивного совершенства и по ряду параметров превосходят зарубежные аналоги. Однако учитывая статистику пусков с учетом энерго-массовых характеристик космических аппаратов, можно заключить, что порядка 2/3 количества всех пусков не требуют применения РКН с улучшенными энерго-массовыми характеристиками. Ввиду вышесказанного, задача изготовления ГО РКН из металлических материалов представляется актуальной задачей.

При разработке конструкции ГО учитывается применение совокупности фрикционной сварки и «зеркального» фрезерования. Фрикционная сварка позволяет выполнять сварные швы без разупрочнения зоны сварки с высокой производительностью. Зеркальное фрезерование обеспечивает выполнение высокоточной механической обработки различной сложности.

В работе рассматриваются конструктивно-силовые схемы металлического ГО и технологические подходы в производстве, обеспечивающие решение многофакторной задачи.

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И РАСЧЕТА ТИТАНОВЫХ БАЛЛОНОВ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

А.С. Севальнев, Е.А. Абрамова

ФГУП ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, КБ «Салют»

В рамках программы импортозамещения ведется работа по созданию баллонов высокого давления на основе титановых сплавов. Такие баллоны применяются для хранения нейтрального газа и должны обеспечивать бесперебойную работу в диапазоне температур от 20 до -196°С. Конструктивно они представляют собой полусферические оболочки с фланцами, герметичность которых обеспечивается сварными соединениями.

На начальном этапе необходимо расчетным путем оценить прогнозируемую надежность и работоспособность изделия. Для этого был проведен ряд расчетов по определению несущей способности целого баллона, а также автономно – фланца и биметаллического переходника.

В результате численного анализа работы конструкции было выявлено, что в зависимости от условий работы баллона наиболее опасными зонами являются либо фланцевое, либо экваториальное сварное соединение. При эксплуатации при комнатной температуре наиболее нагруженным оказывается экваториальный сварной шов и регулярные части полусфер. Кроме того, форма и расположение компенсатора экваториального сварного шва более существенно влияет на прочность соединения, чем толщина свариваемых деталей. Для баллона, работающего в криогенных условиях, опасная зона локализована возле сварного шва фланца. Причем область ожидаемого разрушения смещена в сторону основного материала полусферы. Такой эффект обусловлен различиями в физико-механических характеристиках и наличием изгибных напряжений в компенсаторе сварного шва при нагружении внутренним давлением.

Определена также зависимость несущей способности баллона от соблюдения некоторых технологических условий, в частности, от глубины непровара фланцевых сварных швов и от степени занижения физико-механических характеристик основного материала.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ СЕТЧАТЫХ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ СЖАТИИ

Ю.В. Гайдаржи

ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Тонкостенные конструкции, состоящие из тонких пластин и оболочек, подкрепленных ребрами жесткости, нашли широкое применение в авиационной и космической технике, судостроении. Это обусловлено тем, что подкрепляющие элементы, составляя, как правило, сравнительно небольшую часть общего веса конструкции, существенно повышают ее прочность и жесткость.

До настоящего времени многие конструктивные схемы развивались по принципу замены металлических элементов в известных изделиях на их композитные аналоги. Однако в гладких слоистых оболочках и аналогов трехслойных оболочек не удастся получить сколько-нибудь заметного преимущества по сравнению с металлическими. Это связано с низкой изгибной жесткостью слоистых структур, слабым сопротивлением их сдвигу, очень небольшим диапазоном варьирования параметров армирования.

В работе рассматривается один из вариантов пространственного армирования, позволяющего повысить изгибную жесткость материала при сохранении высоких жесткостных и прочностных свойств в плоскости укладки волокон. Этим вариантом является сетчатая оболочка, состоящая из семейств ребер, образованных методом намотки и уложенных под некоторыми углами к образующей. Анализ работы элементов такой системы позволяет предложить схему армирования, обладающей высокой эффективностью, и наиболее простую в технологическом отношении.

Используя уравнения общей теории оболочек вращения, определяются напряжения и деформации в ребрах. Производится расчет местной потери устойчивости спиральных ребер с помощью формулы Эйлера, откуда определяется зависимость изменения угла наклона спиральных ребер к образующей линии. Расчет общей потери устойчивости сетчатого отсека проводится с учетом мембранной и изгибных жесткостей. Прогиб определяется с учетом краевого эффекта, возникающего вследствие сопряжения на торцах оболочки с верхним и нижним шпангоутами ограниченной жесткости. Общее решение вблизи края представляется в виде суммы безмоментного решения и однородного решения в виде краевого эффекта. Для проведения поверочных расчетов прочности и устойчивости используется метод конечных элементов, реализованный в одном из коммерческих программных комплексов. Производится сравнение результатов, полученных аналитическим способом с численным методом, основанным на конечно-элементном анализе.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭТАЛОННОГО ВЫПОЛНЕНИЯ ТИРАЖИРОВАНИЯ ДОКУМЕНТАЦИИ

Т.Н. Александрова¹, В.Д. Костюков²

¹ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)

Как показала проведенная экспресс-оценка результатов многолетних работ в области автоматизации технологической подготовки производства (ТПП) ракетно-космического завода - РКЗ эффективность большинства созданных и функционирующих на предприятии автоматизированных систем во многом определяется сроками, стоимостью и качеством подготовки исходных данных (ИД), до 70% которых составляет информация о геометрических формах, пространственном положении и размерных связях поверхностей ДСЕ, в том числе и выходящих на аэродинамические обводы изделий. С целью резкого снижения затрат и сроков подготовки ИД и ТПП в целом на Западе с 80-х годов перешли на новую форму организации труда - компьютеризированное сертифицированное интегрированное производство (КИП), высшей фазой развития которого является компактное интеллектуальное сертифицированное производство, реализующее принципы «сквозного проектирования-изготовления» изделий путем широкого применения CAD/CAM-систем в сочетании с единой базой данных - «архивом электронных документов», обеспечивающих эффективную работу пользователей во всех фазах

производственных процессов. Архив электронных документов (ЭА), по мнению многих ведущих специалистов, является тем звеном, которое призвано обеспечить надежное и качественное функционирование системы электронного документооборота предприятия, интегрирующего существующие, создаваемые и вновь приобретаемые автоматизированные системы в единое целое и, прежде всего, в автоматизированную систему технологической подготовки производства (АСТПП). Создание архива электронных документов является в настоящее время одной из первоочередных обязательных задач автоматизации ТПП, особенно принимаемая во внимание переход КБ «Салют» на проектирование изделий с использованием системы NX и поступлением на РКЗ математических моделей ДСЕ новых изделий на машинных носителях в сочетании с чертежами, выполненными электронным способом.

МНОГОУРОВНЕВЫЙ КОНТРОЛЬ ТЕХНИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОННЫХ ИЗДЕЛИЙ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ОТРАБОТОЧНЫХ ИСПЫТАНИЯХ В ФОРСИРОВАННЫХ РЕЖИМАХ

М.И. Макаров, В.Б. Рудаков, В.М. Макаров

«НИИКС имени А.А. Максимова» - филиал ФГУП «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева», г. Королёв

Рассмотрена трехуровневая иерархическая структура контроля технических параметров сложных электронных изделий автоматических космических аппаратов (АКА) негерметичного исполнения при отработочных испытаниях в статистической постановке:

- контроль технических параметров каждого элемента, входящего в изделие;
- выборочный контроль совокупности разных элементов, из которых состоит изделие и который проводится на предприятии-изготовителе изделия;
- контроль технических параметров электронного изделия АКА после его изготовления, как более высокого иерархического уровня.

Изложена общая процедура планирования и проведения контроля в этой иерархической структуре, которая позволяет определить оптимальные взаимосвязанные статистические планы их контроля и выбрать форсированные режимы испытаний для подтверждения заданных требований к техническим параметрам электронных элементов и сложных электронных изделий на длительную эксплуатацию АКА в космическом пространстве.

МОДЕЛЬ АПРИОРНОЙ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИННОВАЦИОННЫХ ПРОЕКТОВ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ НА РАННИХ СТАДИЯХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

**В.П. Коновалов
А.А. Мурашов**

murashov@niiks.com

«НИИКС имени А.А. Максимова» - филиал ФГУП «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева», г. Королёв

В докладе изложена необходимость единого комплексного интегрального критерия оценки эффективности проектов, централизованно утвержденного, позволяющего

проводить априорные количественные оценки эффективности проектов в условиях неопределенности на ранних стадиях проектирования. В настоящее время становится все более очевидна безальтернативность перехода к инновационной политике в науке, технике, технологиях.

Согласно концепции социально-экономического развития России доля промышленных предприятий, осуществляющих технологические инновации после 2015 года, планируется в размере 50%, доля инновационной продукции в промышленности – до 35%, высокотехнологический сектор в ВВП должен составлять не менее 20%. При этом доля прямых иностранных инвестиций должна составлять не менее 15% от внутренних объёмов.

Значимость (востребованность) инноваций оценивается с рыночных позиций по технологическим позициям. Инновации в рыночной экономике представляют собой эффективное позитивное средство конкурентной борьбы, ведущей, в свою очередь, к созданию новых проектов, снижению себестоимости, к притоку инвестиций, к росту имиджа разработчика, к открытию и привлечению новых рынков сбыта.

В условиях привлечения достаточных инвестиций инновационный проект активно проявляет себя на рынке с позитивной стороны и окупается в достаточно короткий срок. Поэтому для повышения качества принимаемых решений на высших уровнях руководства при формировании программно-плановых документов задача количественной оценки эффективности инновационных космических проектов на ранних стадиях проектирования является одной из приоритетных в РКТ. При этом особую актуальность приобретает задача априорной количественной оценки эффективности инновационных разработок в условиях неопределенности, ведущихся с использованием новейших прорывных технологий, их сравнения и отбора при конкурсном проектировании в процессе формирования долгосрочных программно-плановых документов.

ПРИМЕНЕНИЕ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ МОДУЛЕЙ И БЕСПРОВОДНЫХ ДАТЧИКОВ В НАВИГАЦИОННО-ИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ ДЛЯ КОНТРОЛЯ И ОЦЕНКИ СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ПРИ ТРАНСПОРТИРОВАНИИ

С.М. Макаров

«НИИ КС им. А.А. Максимова» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Королёв

Современная деятельность космической отрасли непрерывна связана с перевозкой по транспортным артериям страны на различные расстояния широкой номенклатуры грузов от химических веществ, несущих в себе потенциальную опасность, до особо ценных грузов в виде элементов ракет-носителей и космических аппаратов (КА). Важнейшим фактором при перевозке такого рода грузов является соблюдение всех условий перевозочного процесса, отвечающим требованиям нормативно-технической документации, но даже в этом случае никто не может гарантировать безаварийный перевозочный процесс. Оперативность, оценка возможного ущерба и правильность принятия решения по ликвидации последствий аварийной ситуации играет в данном случае очень важную роль.

Несомненно, если бы у персонала была достоверная информация о характере и величинах воздействующих нагрузок на объект космической техники (КТ) в процессе его транспортирования, возникновения и развития аварийной ситуации во времени, это дало бы возможность оперативно оценить масштаб не только видимых, но и скрытых

повреждений, и сделать квалифицированное заключение о возможности дальнейшего использования изделий. Таким образом, весьма актуальной является задача создания навигационно-информационной системы контроля и оценки состояния объектов КТ.

В докладе отражены особенности создания навигационно-информационной системы контроля и оценки состояния объектов КТ при транспортировании, такие как:

- применение беспроводных датчиков с низким энергопотреблением;
- применение беспроводной сенсорной сети ZigBee;
- возможность снижения энергопотребления и повышение автономности;
- повышение надежности передачи данных за счет возможности узлов сети к самоорганизации;
- удобство размещения датчиков на объектах КТ и средствах их транспортирования;
- возможность гибкого масштабирования системы за счет добавления новых устройств;
- повышение надежности определения местоположения объекта КТ во время кратковременной потери сигналов спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС/GPS за счет применения малогабаритных бесплатформенных инерциальных модулей.

НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ КОРРЕКЦИИ СИСТЕМЫ НАВЕДЕНИЯ АНТЕНН МОБИЛЬНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМ АППАРАТОМ

С.А. Железнов, А.Д. Селецкий

«НИИ КС имени А.А.Максимова» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В.Хруничева», г. Королёв

Эффективность применения беспилотных летательных аппаратов (БЛА) на территориях большой протяженности связана с использованием мобильных комплексов приёма, сбора и обработки информации, оборудованных антеннами с узкой диаграммой направленности.

Разрабатываемые в настоящее время комплексы оснащаются оборудованием спутниковой связи (мобильный спутниковый интернет) и радиотехническим комплексом для обмена информацией с подвижными объектами, в частности, с беспилотными летательными аппаратами.

При дефиците времени в полевых условиях не всегда удастся развернуть мобильный комплекс, соблюдая требования к горизонтальности платформы и направлению основной оси. Дефекты дорожного полотна, бездорожье и отсутствие ориентиров оказывают влияние на общее время развертывания комплекса и возможные ошибки ориентации антенн связи и управления БЛА.

В докладе указаны условия, при которых достигается наиболее точная ориентация антенны на беспилотный летательный аппарат.

Выполнение ряда условий обеспечивается системами спутниковой навигации GPS и ГЛОНАСС.

Остальные условия выполняются с помощью приборов спутниковой навигации, которыми оснащен мобильный комплекс.

Применение данной системы позволяет существенно сократить время развертывания комплекса в условиях чрезвычайных ситуаций, а также увеличить точность наведения антенны управления и приема данных, и, как следствие, повысить эффек-

тивность управления беспилотными летательными аппаратами при минимальных затратах энергии.

МОДЕЛИРОВАНИЕ БИЗНЕС-ПРОЦЕССОВ ПРЕДПРИЯТИЯ ДЛЯ ОРГАНИЗАЦИИ ЕДИНОЙ ИНФОРМАЦИОННОЙ СРЕДЫ

К.Н. Цепляева, В.Д. Костюков

«Московский авиационный институт» (национальный исследовательский университет)

Глобальная задача общей компьютеризации и системной интеграции предприятия состоит в том, чтобы обеспечить его структурное построение и функционирование как единого целого на основе средств информационной технологии и техники управления с целью выведения на качественно новый высокий уровень показателей продуктивности и эффективности.

Системная интеграция предполагает целенаправленное реформирование предприятия в соответствии с разработанной корпоративной моделью. Преимущества немедленного начала работ по реорганизации деятельности предприятия:

- опережение конкурентов.
- приобретение опыта.
- повышение конкурентоспособности за счет применения современных методов, средств и новейших технологий.
- повышение заинтересованности сотрудников в работе.

Реорганизация деятельности предприятия, особенно если такая реорганизация связана с внедрением корпоративных информационных систем, связана с серьезным риском. Существующие методики и инструментальные средства позволяют минимизировать риски и решать ключевые вопросы, возникающие на различных этапах реорганизации бизнес-процессов предприятия, в том числе реорганизации, сопровождающейся внедрением информационных систем.

Понятие «моделирование бизнес-процессов» пришло одновременно с появлением на рынке сложных программных продуктов, предназначенных для комплексной автоматизации управления предприятием. Такие системы всегда подразумевают проведение глубокого предпроектного обследования деятельности предприятия. Результатом этого обследования является экспертное заключение, в котором выносятся рекомендации по устранению «узких мест» в управлении деятельностью. На основании этого заключения, непосредственно перед проектом внедрения системы автоматизации, проводится так называемая реорганизация бизнес-процессов, иногда достаточно серьезная и болезненная для предприятия.

ОСОБЕННОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА БУСТЕРНОГО НАСОСА ГОРЮЧЕГО ДЛЯ РАЗГОННОГО БЛОКА КВТК

В.А. Панченко

«КБХиммаш им. А. М. Исаева» - филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева», г. Королев

В настоящее время для кислородно-водородного разгонного блока тяжелого класса (КВТК), предназначенного для новейшего российского ракетносителя (РН) Ангара А5 разрабатывается двигатель РД0146Д (АО «КБХА»). Три из четырех составных блоков

этого двигателя: блок аккумулятора давления (БАД), блок бустерный окислителя (ББО) и блок бустерный горючего (ББГ), а также бортовой источник питания – устройство, необходимое для обеспечения отклонения камеры маршевого двигателя, разрабатывает КБхиммаш им. А. М. Исаева.

Особенностями ББО и ББГ является их «утопленное» положение в составе соответствующих баков (жидкого кислорода и жидкого водорода). В связи с этим оказалось невозможно разместить датчика частоты вращения ротора бустерного турбонасосного агрегата горючего (БТНАГ) непосредственно рядом с магнитной вставкой, встроенной в ротор БТНАГ. Датчик частоты вращения ротора был вынесен за наружную оболочку бака, а трансляцию сигнала от магнитной вставки к чувствительному элементу датчика обеспечивалась при помощи стержня магнитопровода из материала 79НМ.

На этапе автономных испытаний датчиков частоты вращения было обнаружено несоответствие амплитуды выходного сигнала датчика при приемосдаточных испытаниях на заводе изготовителе и при входном контроле этих датчиков на предприятии, производящем их отработку (ДИ и ЗДИ). По результатам анализа данных были рассмотрены три вероятные причины возникновения вышеуказанного несоответствия:

1. Остаточный эффект от воздействия низких температур на магнитопровод.
2. Эффект от воздействия транспортных нагрузок на магнитопровод.
3. Несоответствие в виду разной конструкции испытательных установок, одна из которых была полностью закрытой, а в другой магнитопровод был открыт.

В первую очередь был проведен эксперимент, проверяющий наличие или отсутствие остаточного эффекта от воздействия низких температур. Магнитопровод был помещен в жидкий азот и выдержан в нем в течение 20-30 минут, после чего восстановлен до комнатной температуры и помещен в установку. Испытания показали отсутствие влияния данного фактора на амплитуду выходного сигнала.

Далее этот же магнитопровод был подвергнут произвольным ударным нагрузкам и вновь помещен в установку. На этот раз были выявлены отклонения амплитуды выходного сигнала от первоначальной, однако они не превышали 5%.

Для проверки третьей вероятной причины (а также для окончательного исключения первых двух) были изготовлены две новые установки. Одна из них представляла собой аналог штатного БТНАГ. Вторая представляла из себя тот же БТНАГ, но со срезанными элементами корпуса турбины так, чтобы магнитопровод был открыт окружающему пространству.

В результате проведенных работ была выяснена причина отличий в показаниях датчиков частоты вращения при их испытаниях, а именно разные по своей конструкции установки. Причина изменения характера зависимости сигнала от частоты вращения ротора лежит, по всей видимости, в экранирующих свойствах корпуса турбины, а также, возможно, в конструкции самого магнитопровода. Однако в настоящее время нет достаточных данных для того, чтобы сделать окончательный вывод и понять механизм возникновения данной проблемы. В связи с этим испытания будут продолжены.

КОМБИНИРОВАННАЯ ОБРАБОТКА ЛОПАТОЧНЫХ ДЕТАЛЕЙ ПРИ ДОВОДКЕ БЫСТРОХОДНЫХ РОТОРОВ

В.Н. Сокольников
Г.А. Сухочев

sokolnikov@mail.ru

Воронежский механический завод – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Воронеж

При динамической балансировке быстроходных роторов предусматривается механическое снятие излишков металла в местах выявленного дисбаланса. Эти зоны, как правило, являются конструктивно нерабочими и технологически доступными для механизированного инструмента. Тем не менее, после удаления с поверхности материала остаются концентраторы напряжений, которые при высоком уровне напряженности элементов конструкции ротора в условиях высоких эксплуатационных нагрузок приводят к разрушению лопаточных деталей. Эти зоны отличаются нестабильностью исходного макрорельефа поверхности. Микротрещины в поверхностном слое могут выходить на поверхность или оставаться замкнутыми в материале подповерхностного слоя и выходить на поверхность в процессе эксплуатации изделия под действием знакопеременных нагрузок из-за пульсаций давления рабочего тела. Для повышения усталостной прочности таких участков предлагается использовать местное упрочнение микрошариками в газожидкостной слабопроводящей среде из воздуха и распыленной до капельной фракции технической воды, являющейся слабым проводником.

Комбинируемая обработка микрошариками проводится на установках эжекторного типа с наложением тока низкого напряжения. Получение равномерной степени наклепа и устранения микротрещин по всей обрабатываемой поверхности достигается тем, что обработка поверхностей заключается в подаче на обрабатываемые поверхности сжатым воздухом потока микрошариков в два последовательных этапа. Сначала на исходную дефектную поверхность с направлением к ней под углом не более 60° подают микрошарики более крупной фракции (150-200 мкм), которые за счет деформационного сдвига перераспределяют выступы и впадины и залечивают микродефекты. Наличие жидкостной токопроводящей среды образует постоянно обновляющуюся пленку жидкости и препятствует перегреву мест соударений гранул с поверхностью и образованию остаточных напряжений растяжения, а также ускоряет процесс за счет явления анодного растворения материала.

Затем, подают более мелкую фракцию микрошариков (50-80 мкм), которая окончательно выравнивает микроповерхность. Выравнивание микрогеометрии значительно зависит от скорости анодного растворения в месте микровыступов, которая в момент контакта шарика с деталью через жидкостную токопроводящую пленку резко увеличивается из-за повышения удельной проводимости в месте соударения и тогда время обработки составляет около 15 с на участок эффективного пятна распыла.

При этом с помощью эффекта анодного растворения создается сглаженный микрорельеф без концентраторов микротрещин и микровыступов с формированием стабильной шероховатости заданной в документации разработчика.

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ПРОГНОЗИРОВАНИЮ ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА ЭЛЕМЕНТОВ НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ

М.Ю. Ерофеев

«НИИ КС имени А.А.Максимова» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В.Хруничева», г. Королёв

В настоящее время по причине ограниченного финансирования множество объектов наземной космической инфраструктуры (НКИ) приходится длительное время эксплуатировать не только при продленных гарантийных сроках, но и за пределами назначенных показателей ресурса. В этих условиях актуальным становится вопрос разработки научно-методического аппарата для оценки остаточного ресурса элементов НКИ за пределами назначенных показателей срока службы, а также дальнейшего прогнозирования изменения технического состояния объектов НКИ.

Основным подходом к организации эксплуатации объектов НКИ, находящихся за пределами назначенных показателей ресурса, является регулярный контроль их фактического технического состояния с последующим прогнозированием момента перехода объекта в предельное состояние. Кроме того, необходимо определять оптимальные по стоимости объемы и сроки проведения ремонтно-профилактических мероприятий по предупреждению наступления предельного состояния с одновременным контролем признаков перехода в предельное состояние базовых элементов объектов НКИ.

Проблема оценки запаса остаточного технического ресурса является одной из наиболее сложных при организации эксплуатации объектов НКИ, находящихся за пределами назначенных показателей ресурса. При этом основные трудности связаны с отсутствием информации о реальном техническом состоянии, процессах изнашивания и фактических запасах ресурса объектов НКИ, а также с неопределенностью показателей предельных состояний объектов НКИ, определяемых границами полей допуска параметров.

Разрешение этих неопределенностей неразрывно связано с оцениванием технического состояния эксплуатируемых объектов НКИ с применением методов неразрушающего контроля (методов дефектоскопии). При этом требуется решение взаимосвязанных задач по выбору параметров контроля технического состояния оборудования, а также выбору методов и средств контроля. Главным критерием, определяющим пригодность применяемых методов контроля, является способность детектировать проявляющиеся физические явления с достаточной степенью достоверности. При этом важными характеристиками методов являются их чувствительность и возможность применения.

Прогнозирование остаточного ресурса позволяет продлить срок эксплуатации объектов НКИ, дает возможность более полно расходовать технический ресурс оборудования, а также экономить финансовые и материальные средства при планировании и реализации эксплуатационных мероприятий.

Следует отметить, что внедрение автоматизированных систем сбора и хранения данных, накопление статистики измерений ПТС, а также применение более точных методов неразрушающего контроля при эксплуатации объектов НКИ, позволят значительно улучшить качество прогнозирования остаточного ресурса объектов НКИ.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОЦЕНКИ НАДЕЖНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В УСЛОВИЯХ ВОЗДЕЙСТВИЯ ИОНИЗИРУЮЩИХ ИЗЛУЧЕНИЙ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

П.А. Филоненко, В.В. Гончаров

«НИИ КС имени А.А.Максимова» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В.Хруничева», г. Королёв

Космический аппарат (КА) представляет собой сложную невосстанавливаемую систему с большим числом элементов, сложными взаимосвязями между ними, возможно, с изменяемой в процессе эксплуатации структурой, функционирующую в условиях длительного воздействия малоизученных ионизирующих излучений.

С точки зрения оценки и контроля надежности, любой КА является сложной, иерархически организованной технической системой, образованной множеством взаимосвязанных элементов, взаимодействующих между собой и образующих целостность.

Основным методом оценки надежности КА на этапе летных испытаний и эксплуатации является экспериментальный метод, Однако его применение ограничено по следующим причинам:

К КА предъявляются высокие требования по надежности (и выше), а назначаемые сроки летных испытаний (в течение 1 года и менее) не позволяют собрать достаточное количество статистической информации об отказах аппаратуры, чтобы получить достоверные оценки показателей надежности.

Объем информации о надежности космического аппарата и его составных частей, получаемый в ходе летных испытаний и эксплуатации значительно снижен по сравнению с этапом производства и наземной экспериментальной отработки.

Для повышения достоверности оценки надежности, получаемой на этапах летных испытаний и эксплуатации необходимо использовать априорную информацию о надежности изделий, накопленную на предыдущих этапах жизненного цикла изделий. Однако при этом следует учитывать, что в ходе жизненного цикла вследствие доработок изменяется изделие, для которого рассчитываются оценки показателей надежности. Таким образом, при объединении информации необходимо учитывать, что оценки показателей надежности, рассчитанные для разных этапов жизненного цикла, получены на основе статистической информации, относящейся к различным генеральным совокупностям.

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ НАДЕЖНОСТИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ С УЧЕТОМ ПРОЕКТНОЙ ОЦЕНКИ И РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЛУАТАЦИИ ИЗДЕЛИЙ-АНАЛОГОВ

Ю.А. Соколов

yuriys1939@rambler.ru

«НИИ КС имени А.А.Максимова» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В.Хруничева», г. Королёв

Целесообразность разработки настоящей методики вызвана требованиями головного отраслевого института в части представления количественных оценок надежности КА по результатам наземной экспериментальной отработки. В связи с относительно малой продолжительностью наземных испытаний аппаратуры КА по сравнению с заданным сроком активного существования, суммарная продолжительность всех наземных испытаний не позволяет получить значимую статистическую оценку надеж-

ности без привлечения данных расчетной проектной оценки надежности. Но вопрос об уровне доверия к проектной оценке, даже получаемой в соответствии с рекомендациями официальных справочников и методик, до настоящего времени оставался открытым.

Возможность разработки такой методики появилась после накопления данных о результатах эксплуатации КА различных типов.

Замысел настоящей методики состоит в том, чтобы по суммарной безотказной наработке изделий-аналогов определить уровень доверия к имеющейся проектной оценке надежности этих изделий, затем, получив статистический эквивалент проектной оценки нового изделия в виде объема безотказной выборки Бернулли, добавить к ним эквивалентное число испытаний, соответствующее реализуемой программе наземной экспериментальной отработки. В результате можно получить оценку надежности перед началом летных испытаний.

Теоретической основой для оценки уровня доверия к проектной оценке является статистический тест на основе Пуассоновского распределения, определенный на основе имеющейся безотказной выборки и модели проектной оценки надежности.

Предлагаемая методика позволяет приступить к поэтапному решению принципиальной задачи – набору статистических данных для оценки точности рекомендуемых справочных данных о надежности электрорадиоизделий и уровня доверия к проектным расчетам надежности аппаратуры. Дело в том, что за последние десять лет данные по характеристикам надежности электронной компонентной базы не уточнялись. С одной стороны, совершенствуются технологии создания новых элементов электронной компонентной базы повышенного качества, что подтверждается зарубежными данными. С другой стороны, в отрасли могут быть собраны данные по результатам эксплуатации нескольких тысяч КА с суммарной наработкой до 20000 лет, что позволило бы значительно продвинуться в этом вопросе.

ВОПРОСЫ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ ГЛОНАСС ПУТЕМ РАЗВИТИЯ НАЗЕМНОГО СЕГМЕНТА КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА И ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ДОПОЛНЕНИЙ

**К.А. Ивашенков, К.С. Иванов
Н.М. Головин**

kir.s.ivanov@gmail.com

Главный испытательный космический центр им. Г.С.Титова

Актуальность поддержания точностных характеристик глобальной навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС на требуемом уровне определяется следующими факторами:

1. Система ГЛОНАСС является элементом стратегической государственной инфраструктуры, обеспечивающей национальную безопасность и ускорение экономического развития страны.
2. Применение системы ГЛОНАСС в военной сфере и в стратегических отраслях экономики страны является условием обеспечения «навигационной» независимости РФ от США (система GPS), Евросоюза (система Galileo), Китая (система COMPASS/Beidou).
3. Развитие и широкомасштабное использование системы ГЛОНАСС в интересах широкого класса национальных потребителей – государственная задача, сопоставимая по масштабу с крупными национальными проектами.

На современном этапе развития системы ГЛОНАСС улучшение ее точностных характеристик, следует рассматривать как результат совместного развития наземного сегмента космического комплекса и комплекса функциональных дополнений системы. Показано, что принципиальное значение имеет обоснование и принятие таких организационно-технических решений, при которых повышение точности навигационных определений потребителями системы будет достигаться не за счет сокращения интервала коррекции эфемеридной и частотно-временной информации, а за счет повышения точности формирования такой информации, передаваемой потребителям. Для этого повышение точности эфемеридно-временного обеспечения должно достигаться не экстенсивным методом простого расширения состава средств наземного сегмента космического комплекса системы ГЛОНАСС, образующих навигационно-временной комплекс системы, а привлечением дополнительных измерительных средств функциональных дополнений, выбором схем измерений и алгоритмов совместной обработки их результатов, обеспечивающих дальнейшее улучшение точностных характеристик системы при рациональном составе средств наземного сегмента космического комплекса.

ВОПРОСЫ УПРАВЛЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИЕЙ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ГОСУДАРСТВЕННОГО НАЗЕМНОГО АВТОМАТИЗИРОВАННОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

**А.П. Саакян, К.С. Иванов
М.К. Бондарева**

**kir.s.ivanov@gmail.com
mkbond@mail.ru**

Главный испытательный космический центр им. Г.С. Титова

Существующая система эксплуатации технических средств (ТС) государственного наземного автоматизированного комплекса управления (НАКУ) представляет собой многоуровневую иерархическую структуру с параллельно разнесенными информационными потоками о состоянии эксплуатационных процессов. Такая система обладает большой избыточностью и ресурсоемкостью и направлена, в первую очередь, на поддержание в установленной степени готовности отдельно взятых типовых единиц ТС НАКУ.

В то же время, современные концепции развития ТС НАКУ предполагают существенное обновление парка ТС с использованием новых технических и технологических решений.

Внедрение разрабатываемых технических решений не только изменяет топологию размещения ТС НАКУ, но и существенно изменяет нагрузку на пункты эксплуатации и систему управления эксплуатацией, в том числе корректируя их задачи. В целом, происходит перераспределение объемов работ в ходе реализации эксплуатационных процессов, сил и средств участвующих в эксплуатации, что требует пересмотра показателей систематизации, применяемых при анализе обстановки и принятии решений в системе эксплуатации средств НАКУ. При этом, требуется иметь возможность не только апостериорно реагировать на изменение состояния ТС НАКУ, но и априорно учитывать способность совокупности ТС управлять той или иной космической системой.

Для решения этих задач предложена модель системы управления эксплуатацией ТС НАКУ космическими аппаратами (КА), основанная на использовании элементов искусственного интеллекта, в том числе баз данных и баз знаний (с возможностью пересчета весовых коэффициентов, определяющих состояние системы эксплуатации). В

основе модели лежит единая информационно-управляющая система с унифицированными формами информационно-лингвистического обеспечения. Разработанная модель системы управления эксплуатацией является гибкой и позволяет широко применять методы автоматизации управлением эксплуатацией ТС НАКУ КА. Модель строится по принципу сетевой организации и является децентрализованной, что позволяет оперативно и с большей автономностью принимать решения на различных уровнях иерархии системы.

НАПРАВЛЕНИЯ ПОВЫШЕНИЯ КАЧЕСТВА ВЫПОЛНЕНИЯ ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКОЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ ОЦЕНКИ ЗАГРУЖЕННОСТИ СРЕДСТВ УПРАВЛЕНИЯ

А.П. Саакян, В.А. Ермолаев

vladimirermolaev1987@yandex.ru

Главный испытательный космический центр им. Г.С. Титова

При выполнении задач управления орбитальной группировкой космических аппаратов (КА) одним из направлений повышения ее качества является оценка загруженности средств наземного автоматизированного комплекса управления (НАКУ), с целью прогнозирования нагрузки как на отдельные технические средства (ТС) НАКУ, так и на отдельные наземные измерительные пункты, с учетом их текущего и прогнозируемого технического состояния.

На сегодняшний день анализ загруженности ТС НАКУ проводится по одному параметру систематизации – количеству сеансов управления с КА. Такой подход не позволяет получить достоверную информацию о загруженности ТС НАКУ входящих в космические комплексы (КК), что при наличии приоритетов при управлении КК различного назначения, не позволяет объективно оценивать возможности средств НАКУ по выполнению технологического цикла управления.

В целях получения объективной оценки загруженности и возможностей средств НАКУ по выполнению технологического цикла управления каждого КА и орбитальной группировки в целом предлагается проводить оценку загруженности средств НАКУ по трем параметрам систематизации – количеству сеансов управления, количеству КА по которым они проведены, количеству групп средств НАКУ которыми выполнены эти сеансы управления, при этом под группой средств НАКУ следует понимать группу средств входящих в конкретный КК.

Использование такого подхода позволит оценить не только загруженность и возможности отдельных средств НАКУ и наземных измерительных пунктов, но и позволит оценить влияние их вывода из контура управления на выполнение ТЦУ каждого отдельного КА, системы КА и всей ОГ КА в целом.

ПРИМЕНЕНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ БЕСКОНТАКТНЫХ ТЕПЛОВИЗИОННЫХ МЕТОДОВ КОНТРОЛЯ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПОЛЕЙ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ ЖРДМТ

И.М. Акимова, М.С. Смирнов, Е.В. Соколова

«КБхиммаш им. А.М. Исаева» - филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Королёв

- измерение температуры различных объектов бесконтактными методами;
- сложности измерения температур контактным способом;
- точность определения температуры;
- система контроля температурного состояния поверхности ЖРДМТ;
- контроль температурного состояния ЖРДМТ в процессе огневых испытаний;
- использование светофильтров для изменения пропускной способности тепловизионной камеры;
- структурная схема Системы контроля температурного состояния ЖРДМТ;
- круговое сканирование объекта;
- влияние излучательной способности поверхности объектов на измерение температуры бесконтактным способом;
- программное обеспечение для оперативного контроля температурного режима;
- зависимость между измеряемым значением регистрируемого сигнала и температурой «чёрного тела»;
- фоновые излучения элементов конструкции объекта;
- инструментальная погрешность измерения температуры;
- изменения относительной спектральной чувствительности;
- синхронизация записи изображений;
- обеспечение сохранности материальной части двигателя;
- аварийное отключение двигателя;
- взрывозащитные корпуса, для защиты от негативных внешних воздействий.

СИНТЕЗ ПИГМЕНТА ЛАКОКРАСОЧНЫХ ПОКРЫТИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ ДИОКСИДА КРЕМНИЯ. ИЗУЧЕНИЕ ОПТИЧЕСКИХ СВОЙСТВ, РАДИАЦИОННОЙ СТОЙКОСТИ

К.С. Насонов¹, В.В. Нецименко² **kon4797@ya.ru**

¹ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», г. Самара

²ФГБОУ ВО Амурский государственный университет, г. Благовещенск

Проблема терморегуляции космических аппаратов стоит особо остро, так как ввиду факторов космического пространства традиционные методы терморегуляции не являются эффективными. Помимо этого, существует проблема радиационной деградации материалов КА.

В ходе работы были проведены исследования:

- оценка радиационной стойкости кластера полых частиц диоксида кремния в следствии воздействия электронного пучка;
- оценка радиационной стойкости кластера полых частиц диоксида кремния в следствии воздействия протонного пучка;

- оценка оптических свойств полых частицы диоксида кремния в результате воздействия ЭМИ в спектре длин волн от 250 до 800 нм;
- регистрация спектров диффузного отражения в спектре 200-2500 нм, а также сравнение спектров диффузного отражения с микропорошками диоксида кремния;
- исследование с помощью метода рентгено-фазового анализа синтезированных частиц;
- исследование морфологии синтезированных сферических частиц;
- с помощью метода растровой электронной микроскопии проведена оценка морфологии синтезированных частиц.

В ходе исследования по оценке возможности применения полых сфер диоксида кремния было выявлено следующее:

1. сферические частицы SiO_2 имеют большие значения коэффициента диффузного отражения и эффективно рассеивают солнечное ЭМИ, чем микро-порошки;
2. математическими методами проведена оценка радиационных свойств кластеров полых частиц диоксида кремния. Результаты позволяют говорить о высокой радиационной стойкости таких частиц.

Данные выводы дают основание сделать заключение о целесообразности дальнейшего исследования возможности применения полых сферических частиц в качестве пигмента терморегулирующего покрытия космического аппарата.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВУМЕРНЫХ ОБРАЗОВАНИЙ С ОСЕВОЙ СИММЕТРИЕЙ В ПЫЛЕВОЙ ПЛАЗМЕ

О.В. Кравченко

ok@ntcup.ru

Научно-технологический центр уникального приборостроения РАН, г. Москва
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, г. Москва
Институт радиотехники и электроники им. В.А. Котельникова РАН, г. Москва

Двумерные образования с осевой симметрией в пылевой плазме в настоящее время наблюдаются во множестве экспериментов, как в лабораторных условиях, так и в условиях микрогравитации. Среди различных структур и образований пылевой плазмы интерес представляют собой вопросы образования и эволюции полостей или войдов. В ходе экспериментов наблюдалось образование вложенных войдов с осевой симметрией и совпадающими центрами. Кроме того, эксперименты показали, что возможны пульсационные режимы течения в области сформированного войда. Эволюцию появления одиночного симметричного войда из равновесного состояния качественно описывает нелинейная электро-гидродинамическая модель АВН (Avinash, Battacharjee and Hu), в которой учитывается сила ионного притяжения, как нелинейная функция скорости ионов. Наличие этой силы в рамках модели АВН обуславливает формирование войда как установившегося режима динамики системы из неустойчивого положения равновесия. Ранее был предложен алгоритм расчета модели АВН на основе расщепления по физическим процессам. Так, на первом шаге работы алгоритма осуществлялся расчет гидродинамической части задачи, потом электростатической, а затем, осуществлялся пересчет гидродинамической части с учетом обновленных электростатических распределений.

В докладе представлены результаты численного моделирования образования войдов в пылевой плазме. Рассматриваются течения плазмы с осевой симметрией. Получена динамика концентрации и скорости пылевых частиц при образовании кольцевых

и круговых вихрей. Исследованы двумерные и трехмерные поля течений, полученные методом вращения вокруг соответствующих осей в вычислительной среде MatLab. Показана сеточная сходимость методов при увеличении узлов сетки, представлена динамика вихря из равномерного начального состояния в зависимости от начальной напряженности электрического поля, и приведены результаты динамики вихря с радиальной симметрией. Для расчетов гидродинамической части модели АВН построены схемы на минимальном шаблоне с использованием консервативного подхода к расчету пространственных производных. Предложен вариант монотонизации схемы на минимальном шаблоне. Для тестовых задач представлены результаты верификации разностных схем.

ПРИМЕНЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОГО АППАРАТА НЕЧЁТКОЙ ЛОГИКИ ПРИ ВЫБОРЕ СИСТЕМ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

М.И. Решетников, В.Г. Зезин

590008@mail.ru

АО «ГРЦ Макеева», НИУ ЮУрГУ

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-38-00576 мол_а.

Постоянно возрастающие требования к качеству разработки ракетных комплексов при ограничении финансирования обуславливают необходимость выработки объективного метода многокритериального выбора, дающего интегральный показатель, который характеризует качество системы в целом с учетом всех частных критериев.

Авторами впервые разработаны и апробированы два типа методик применительно к частному случаю рассматриваемой проблемы многокритериального сравнительного анализа и принятия решения, а именно - по выбору наилучшей системы инициирования пиросредств ракетного комплекса. Первая методика использует принцип Беллмана-Заде и метод иерархий Саати. Методика апробирована на начальной стадии проектирования, когда облик ракеты еще окончательно не был сформирован и такие характеристики систем, как масса, надежность и т. п., которые при проектировании играли роль ограничений, не могли быть определены с достаточной степенью достоверности. Во второй методике нечеткий логический вывод проводился с использованием базы правил нечетких продукций. Методика апробирована на более поздней стадии разработки, когда такие характеристики систем инициирования, как масса, габариты, надежность и т. п. уже имели в достаточной степени достоверную количественную оценку.

В настоящей работе показаны пути адаптации данных методик для других систем ракетной техники, с учетом большого количества критериев функционирования и ограничений на параметры исследуемых технических систем и условия их применения при условии робастности итогового решения в случае вариативности экспертных оценок.

СТРУКТУРЫ НЕЙРОРЕГУЛЯТОРОВ ВТОРОГО И ТРЕТЬЕГО ПОРЯДКОВ ДЛЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ КА

Л.В. Савкин¹, В.И. Филатов²
В.Г. Дмитриев³, Е.А. Федоров³

neuro.radio@mail.ru

¹ИРЭ им. В.А. Котельникова РАН

²ВА РВСН им. Петра Великого

³ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

В докладе обсуждаются вопросы применения, способы аппаратно-программного построения и особенности функционирования унифицированных нейрорегуляторов второго и третьего порядков в составе служебных бортовых систем современных космических аппаратов (КА), включая бортовые комплексы управления, системы обработки и формирования телеметрической информации, системы обеспечения теплового режима и ряд других систем.

В первой части доклада представлена разработанная структура нейрорегулятора второго порядка, реализованная на базе четырехслойного перцептрона с одним аппроксимирующим выходом, соединенным через канал обратной связи со входным первым слоем через две точки синаптической полновязности.

Во второй части доклада представлена разработанная структура нейрорегулятора третьего порядка, полученная на основе модификации нейрорегулятора второго порядка. Структура нейрорегулятора третьего порядка представляет собой также четырехслойный перцептрон с одним аппроксимирующим выходом, соединенным через канал обратной связи со входным первым слоем уже через три точки синаптической полновязности.

В обоих типах нейрорегуляторов были исследованы два вида функций активации: пороговая и сигмоидальная. Достоинством обоих типов разработанных нейрорегуляторов является возможность внешней коррекции функциональной и временной (через k-тактные задержки) зависимости между точками синаптической полновязности входного слоя перцептрона.

На основе различных комбинаций задействованных в составе четырех слоев перцептрона функций активации представлен сравнительный анализ статических и динамических характеристик каждого из предложенных типов нейрорегуляторов. Показаны примеры решения задач нейрорегулирования, реализуемых посредством нейрорегуляторов второго и третьего порядка в бортовых системах КА.

ПЕРВЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ, ПОЛУЧЕННЫХ С ПОМОЩЬЮ НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ «КМУ-1» МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АИСТ-2Д»

А.В. Пияков
К.Е. Воронов
А.С. Дорофеев

piyakov@ssau.ru
voronov@ssau.ru
alexandr.dorofeev.ikp@yandex.ru

«Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (Самарский университет)

В настоящее время разработчиками космической техники уделяется большое внимание созданию малых космических аппаратов (МКА). Также спутники необходимы для отработки различных технических решений и проведения научных исследований

в дальнем и ближнем космосе, что позволяет привлечь молодых исследователей к современным направлениям космического приборостроения.

28 апреля 2016 г. состоялся первый запуск с космодрома Восточный, в результате которого ракета «Союз» вывела на околоземную орбиту МКА «Аист-2Д».

На малом космическом аппарате «Аист-2Д» установлена аппаратура «КМУ-1», предназначенная для измерения магнитного поля Земли посредством двух трехкомпонентных магнитометров, измерения параметров угловой ориентации на Солнце посредством одного датчика Солнца и пяти датчиков засветки, а также для компенсации угловых скоростей малого космического аппарата посредством трех ортогонально расположенных магнитов.

Получены первые результаты функционирования аппаратуры «КМУ-1», установленной на малом космическом аппарате «Аист-2Д».

Проведенные эксперименты показывают, что данные измерений, полученных при помощи аппаратуры «КМУ-1» хорошо согласуются с ранее полученными аппаратурой МАГКОМ (МКА Аист).

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации по соглашению № 14.575.21.0107 о предоставлении субсидии в целях реализации федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014 - 2020 годы».

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРИГОТОВЛЕНИЯ ГАЗОВЫХ СМЕСЕЙ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ ЛЕТНЫХ ИЗДЕЛИЙ НА ГЕРМЕТИЧНОСТЬ

А.Р. Алиев

kba@kc.ru

КБ «Арматура» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Ковров

Герметичность летных изделий (ЛИ) ракетно-космической техники (РКТ) является одним из базовых параметров их надежности, влияющим на жизни людей, участвующих в их подготовке к пуску, и в процессе полета. Степень герметичности ЛИ определяется на этапе пневмовакуумных испытаний (ПВИ), результаты которых служат основой для принятия решений о соответствии их параметров предъявляемым требованиям.

В процессе проведения ПВИ ЛИ РКТ помимо газов широко используются их смеси (воздух-гелий, азот-гелий) определенной концентрации. Получение газов с заданной концентрацией компонентов – достаточно сложная задача, основными направлениями решения которой являются: совершенствование элементной базы систем приготовления контрольных смесей; автоматизация операций, выполняемых системами приготовления контрольных смесей. Совершенствование элементной базы систем приготовления контрольных смесей подразумевает расширение функциональных возможностей устройств, за счет чего можно повысить надежность, повысить точность концентраций компонентов вготавливаемых газовых смесях. Автоматизация приготовления газовых смесей, прежде всего, касается автоматизации подачи требуемых объемов их компонентов.

В работе представлены результаты анализа существующих способов приготовления газовых смесей, позволившие выделить основные признаки их классификации. Предложенная классификация позволяет обосновывать выбор способа приготовления смеси в зависимости от требуемой точности концентраций компонентов и требуемых параметров смеси.

Рассматривается техническое решение приготовления газовых смесей, обеспечивающее одновременную автоматизированную подачу компонентов с заданными рас-

ходами, что позволяет получать смеси с требуемой точностью концентраций. Данное решение обеспечит повышение эффективности ПВИ ЛИ РКТ за счет повышения точности и сокращения длительности приготовления смесей.

МОНИТОРИНГ СОСТОЯНИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ В УСЛОВИЯХ ПОЗАКАЗНОГО ПРОИЗВОДСТВА

Ю.А. Балясов

kba@kc.ru

КБ «Арматура» – филиал ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Ковров

Налаженная система управления производством составляет основу эффективной работы современного промышленного предприятия. Особую важность такая система имеет на предприятиях с единичным и мелкосерийным производством, где в условиях частой сменяемости номенклатуры продукции и сжатых сроков изготовления затруднен процесс принятия решений, что ведет к затягиванию производственного цикла и срыву сроков выполнения заказа. Разнообразные программные средства для решения этой задачи, представленные на рынке, как правило, не учитывают специфику позаказного производства и имеют ограниченный функционал, не позволяющий решать более широкий круг производственных задач. Таким образом, представляется актуальной задача создания системы мониторинга за состоянием изготовления изделий, позволяющей на единой методологической и информационной основе предоставлять данные о ходе производства, способствовать принятию управленческих решений и сокращению длительности производственного цикла.

Решение этой задачи подразумевает организацию на предприятии системы информационного сопровождения хода производства, которая аккумулировала бы плановую информацию о заказе, составляющую базу для оперативно-производственного планирования, и где в течение жизненного цикла изделия фиксировались бы данные о фактическом состоянии изготовления в контрольных точках.

В настоящей работе рассмотрены основные подходы к созданию подобной системы; выявлены этапы формирования информации о протекании подготовительного и производственного процессов; обозначены контрольные точки, в которых замеряется состояние изготовления; предложены показатели, на базе которых может быть построен мониторинг выполнения заказа. Такая система позволяет:

- систематизировать и представлять информацию о состоянии выполнения производственных процессов от обеспечения заготовками до сборки в разрезе производства, цеха, участка, смены;
- повысить прозрачность информации, необходимой для принятия оперативных управленческих решений на любом уровне управления;
- оценивать плановую загрузку производственных мощностей.

ТЕХНОЛОГИИ МАРКИРОВАНИЯ ДЕТАЛЕЙ И СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ. ОПЫТ И ПЕРСПЕКТИВЫ

А.А. Бекетов, А.В. Волгин, Л.В. Дербенёв

kba@kc.ru

КБ «Арматура» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Ковров

Обозначение детали или сборочной единицы важная составляющая технологического процесса, так как промышленное производство нельзя представить без строгого

учета всех единиц изделий. Обозначение детали реализуется маркированием буквенных и цифровых символов на поверхности деталей и сборочных единиц (ДСЕ).

Особенно важно для деталей ракетно-космической техники (РКТ) использовать такие способы маркирования, при которых будет обеспечиваться выполнение повышенных требований к этим деталям, таких, как недопустимость изменения линейных размеров, чистоты поверхности, изменения структуры металла и его свойств. Наряду с требованиями к деталям нельзя исключать требования к самой маркировке – читаемость и стойкость к стиранию в определенных условиях.

На данный момент найдено значительное количество технологических решений для маркирования деталей из металлов и сплавов, среди которых наиболее широко внедрены следующие способы:

1. механическое гравирование с помощью резца или фрезы;
2. электроискровое маркирование прибором электрографом;
3. нанесение краски через трафарет или кистью вручную;
4. ударное клеймение;
5. лазерное маркирование;
6. электрохимическое маркирование;
7. технология маркирования с применением травильных кислот.

Все способы имеют ряд преимуществ и недостатков при выполнении конкретной задачи по маркированию ДСЕ.

В работе представлены результаты анализа существующих способов маркирования ДСЕ, в первую очередь тех, которые уже применяются в КБ «Арматура», а также обоснован выбор наиболее подходящих способов маркирования, удовлетворяющих требованиям к деталям РКТ.

ПУТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ УСТАНОВКИ УФТК-50

Д.А. Недоливко, А.В. Волгин, Л.В. Дербенёв kba@kc.ru

КБ «Арматура» - филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Ковров

В 1998 г. в КБ «Арматура» совместно с ГП «Техномаш» была создана установка для гидроштамповки трубных заготовок УФТК-50. На установке освоена гидроштамповка 70ти типоразмеров деталей: тройников, крестовин и угольников из труб (сталь 12Х18Н10Т) с наружным диаметром от 6 до 53 мм и толщиной стенки от 0,8 до 4 мм.

Отработана и запатентована технология гидроштамповки многослойного тройника «45 × 6» из трубы 45 × 2,5 с внутренней трубой 38 × 3. Деталь в составе опытного трубопровода успешно прошла испытания внутренним гидравлическим давлением 1180 кг/см². Изготовлена опытная партия деталей.

Отработана и запатентована технология гидроштамповки бесшовных тонкостенных патрубков из труб 42 × 1; 50 × 1; 53 × 1 с углами гибки от 90° до 140° и внутренними радиусами гибки от 22 до 35 мм. Ранее патрубки изготавливались сваркой двух деталей, отштампованных из листа. Изготовлена опытная партия деталей для изделий РН Ангара, РН Рокот, РБ Бриз-М.

На основании анализа опыта эксплуатации установки УФТК-50 и технологии гидроштамповки «нестандартных» деталей выбраны направления совершенствования оборудования, позволяющие при незначительных финансовых затратах и изменениях конструкции установки расширить ассортимент изготавливаемых деталей, повысить качество деталей, снизить количество технологических отходов, обеспечить работу на установке более эргономичной для оператора.

Замена металлических трубопроводов на гибкие позволит снизить уровень шума и вибраций при работе установки.

Увеличение габаритов рабочего стола позволит осуществлять гидроштамповку деталей с увеличенными габаритами.

Установка электроконтактного манометра в канале мультипликатора связанного с внутренней полостью заготовки позволит внести изменения в программу работы установки, что повысит качество деталей и снизит количество технологических отходов.

РАСЧЕТ РАСХОДА ГАЗА ЧЕРЕЗ ДРОССЕЛЬ С УЧЕТОМ СКОРОСТИ ПОТОКА НА ЕГО ВХОДЕ

**Ю.М. Тимофеев, Ю.Л. Арзуманов
Е.М. Халатов**

kba@kc.ru

КБ «Арматура» - филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Ковров

Турбулентные дроссели применяются в пневмосистемах и системах газоснабжения для ограничения или измерения массового расхода газа. Обычно дроссели устанавливаются в соединениях трубопроводов (в тройниках и крестовинах) или в соединениях трубопроводов с устройствами газоавтоматики.

В настоящее время при проектировании пневматических систем и систем газоснабжения расчет массового расхода газа через дроссель ведется по известному уравнению, основанному на формуле Сен-Венана-Ванцеля для адиабатического истечения идеального газа через сопло из резервуара неограниченно большой емкости. Одним из допущений, принятых при выводе указанного уравнения, является не учет скорости потока газа на входе в дроссель. Как показывает практика, в реальных системах диаметры дросселя и трубопровода, в котором он установлен, могут быть соизмеримы. Пренебрежение входной скоростью при этом может привести к ошибке определения требуемого диаметра дросселя при проектном расчете, определения расхода при поверочном расчете, измерения расхода в процессе испытаний.

В ходе теоретического исследования выявлено, что скорость потока на входе дросселя определяет значения двух параметров: скорости потока на выходе и критического отношения статических давлений на выходе и входе дросселя, которые в свою очередь определяют значение массового расхода газа.

Полученные авторами зависимости для расчета массового расхода газа позволяют учитывать скорость потока на входе дросселя. Анализ полученных зависимостей показал, что степень влияния входной скорости потока на массовый расход определяется двумя параметрами: отношением давлений на дросселе и отношением площадей проходных сечений каналов дросселя и трубы, в которой он установлен.

Проведено аналитическое исследование, направленное на оценку степени влияния входной скорости потока на массовый расход газа через дроссель.

Для оценки адекватности классических и полученных авторами зависимостей проведено сравнение результатов расчета массового расхода с данными эксперимента.

В докладе рассматриваются результаты проведенного исследования и даются рекомендации по использованию классических и предлагаемых зависимостей.

КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ ПНЕВМОГИДРОУСТРОЙСТВ МЕХАНИЗМОВ СТЫКОВКИ И ОТВОДА

Д.В. Фадеев

kba@kc.ru

КБ «Арматура» - филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Ковров

Механизмы стыковки и отвода – это уникальные механизмы, предназначенные для выполнения целого ряда функций: подвод в зону стыковки подвижных частей механизмов с коммуникациями, стыковка с разъемными соединениями РН, удержание их в состыкованном состоянии с отслеживанием взаимных отклонений РН и механизмов в процессе подготовки РН к пуску, отстыковка и отвод подвижных частей механизмов в безопасную зону. К каждой из этих операций предъявляются определенные требования.

Пневмогидроустройства находят свое применение практически на каждом этапе функционирования механизмов стыковки и отвода. Предъявляемые к работе и конструкциям этих устройств требования приводят к разнообразию их конструктивных исполнений.

В данной работе анализируются конструктивные решения и принцип действия пневмогидроустройства, в состав которого входит ряд элементов, имеющих следующие особенности:

- пневмопривод, позволяющий выполнить основное требование к процессу отвода – обеспечение требуемого темпа отвода для исключения соударения отводимых частей механизма с бортом стартовой РН;
- гидродемпферы, обеспечивающие плавное, без рывков движение с постоянной скоростью в зоне стыковки;
- пневмоподвески, позволяющие сопровождать поднимающуюся РН на определенное расстояние до расстыковки соединения без превышения величины допустимых нагрузок, передаваемых от механизма с коммуникациями на борт РН;
- гидробуферы, применяемые для торможения движущихся частей и гашения их кинетической энергии на конечном участке отвода.

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ ИДЕНТИЧНЫХ РАСЧЕТНЫХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ КРИВЫХ В ЗАДАЧАХ ДИНАМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА

А.Е. Филин

kba@kc.ru

КБ «Арматура» – филиал ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Ковров

Натурный эксперимент и численные исследования проводятся при проектировании любых технических систем. Их целью, как правило, является либо проверка работоспособности системы, либо выяснение влияния различных факторов на исследуемую систему.

Острая необходимость математического моделирования работы системы возникает в процессе ее проектирования. Обусловлено это тем, что при проектировании технически сложных систем либо невозможно провести натурные испытания (системы в целом) для проверки эффективности внесенных в нее изменений, либо проведение испытаний связано с большими временными и финансовыми затратами, либо фикса-

ция некоторых параметров при проведении испытаний невозможна. Ввиду этого при проектировании сложных систем исследования представляется возможным проводить, в основном, в виде численных экспериментов.

Для идентификации математических моделей, описывающих функционирование системы крайне удобно пользоваться методом совмещения экспериментальных и расчетных кривых. Процесс совмещения кривых в ручном режиме довольно трудоемок, в особенности, если речь идет об итерационной идентификации модели. Дело в том, что практически всегда экспериментальные и расчетные кривые оказываются построенными в системах координат с разными нулевыми точками и, возможно, в разных масштабах.

Снизить трудоемкость процесса совмещения экспериментальных и расчетных кривых по характерным временным точкам позволяет его автоматизация.

В докладе рассматривается алгоритмическое и программное решение по автоматизации процесса совмещения экспериментальных и расчетных кривых. Предлагаемый алгоритм автоматизации подразумевает поиск характерных временных точек и совмещения по ним расчетных и экспериментальных кривых. Приведенное решение полностью отвечает задаче сокращения трудозатрат по идентификации математических моделей систем.

ЛАЗЕРНАЯ СВАРКА ТОНКОСТЕННЫХ ПРЕЦИЗИОННЫХ ДСЕ ЖРД

А.И. Портных, А.Л. Тюков, В.Г. Кобзев fgupvmz@mail.ru

«Воронежский механический завод» - филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Воронеж

К тонкостенным сварным конструкциям элементов ЖРД, изготавливаемым на Воронежском механическом заводе, предъявляются высокие требования по герметичности, прочностным характеристикам, обеспечивающим заданные служебные параметры. Поэтому дуговая сварка таких конструкций требует применения дополнительных технологических приемов, позволяющих получить качественные сварные соединения (обеспечение теплоотвода в процессе сварки от деталей, повышенная защита сварочной ванны, дополнительная механическая и термическая обработка, правка и др).

Для повышения качества сварных соединений таких деталей был рассмотрен способ лазерной сварки, имеющей в настоящее время ограниченное применение, т.е. практически не применяющийся в РКТ.

Для определения возможности применения лазерной сварки на Воронежском механическом заводе при изготовлении тонкостенных прецизионных ДСЕ нами был подобран ряд ответственных деталей малых толщин, изготовление которых технологически сложно выполнять дуговыми способами сварки.

В соответствии с нашим ТЗ, была разработана и изготовлена установка лазерной сварки «ЛС-3».

Для выбранных ДСЕ выполнен подбор режимов лазерной сварки на образцах-имитаторах, обеспечивающих стабильный сварочный процесс, выполнена сварка контрольных образцов и проведены все виды испытаний образцов, установленные конструкторской и технологической документацией.

Испытания сваренных ДСЕ проводились с целью оценки соответствия качества сварных соединений.

По результатам испытаний установлено, что все сборочные единицы по всем параметрам соответствуют КД.

Разработанное оборудование и технология лазерной сварки обеспечивают получение качественных сварных швов, и повышают производительность труда, при этом снижают себестоимость выполняемых работ.

ИССЛЕДОВАНИЕ УЛЬТРАЗВУКОВОГО МЕТОДА КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА СВАРНОГО ШВА С ПРИМЕНЕНИЕМ АНТЕННЫХ ФАЗИРОВАННЫХ РЕШЕТОК

С.А. Адаспаева, С.Ф. Ромашин

onti@khrunichev.com

Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева

В условиях возрастающего спроса и увеличения требований на качественную продукцию машиностроения одной из важнейших задач ведущей отрасли страны является изготовление металлических конструкций с повышенной работоспособностью и долговечностью. В связи с этим важное значение приобретают неразрушающие методы контроля качества сварных соединений, которые позволяют обнаруживать не только дефекты на поверхности или в толще изделия, но и определять их форму и размеры, а также пространственное положение.

С помощью ультразвукового томографа А1550 в лаборатории неразрушающих методов контроля отдела №141 ГКНПЦ им. М.В. Хруничева был проведен ряд экспериментов, связанных с ультразвуковым контролем качества сварных швов, выполненных сваркой трением с перемешиванием

Данный прибор обеспечивает визуализацию внутренней структуры сварного шва образца в виде наглядного и достоверного изображения сечения. При визуализации внутренней структуры объекта контроля на дисплее были видны участки несплошности, с указанием параметров несплошностей. На дисплее прибора виден графический образ сечения объекта контроля в том месте, где была установлена многоэлементная антенная решетка. Благодаря цветовому кодированию просматривается форма и расположение дефекта. В какой бы области не находился дефект он был в фокусе и можно было зафиксировать его размеры, ориентацию и геометрию.

Вихрековый контроль показал, что контроль корня шва сварного соединения образца прибором КОНСТАНТА ВД1 установил бессистемное изменение величины сигнала. Определить тенденции стабильности, убывания и нарастания уровня поступающего сигнала не удалось. Для выявления корреляционной зависимости свойств материала сварного шва (электропроводности) и наличия дефектов требуется подбор большого объема статистики.

В данной работе показано, что задача оценки типа скрытых дефектов может быть решена с использованием ультразвукового эхо-метода неразрушающего контроля на базе ультразвукового дефектоскопа-томографа, при одностороннем доступе к объекту контроля. Используемый информативный признак не коррелирован с амплитудой, что обеспечивает повышение достоверности и точности данного способа, реализация данного способа не требует разработки специальной аппаратуры.

АНАЛИЗ ПРИМЕНЕНИЯ СВАРКИ ТРЕНИЕМ С ПЕРЕМЕШИВАНИЕМ (СТП) КАК АЛЬТЕРНАТИВЫ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИМ ПРОЦЕССАМ АВТОМАТИЧЕСКОЙ АРГОНО-ДУГОВОЙ СВАРКИ (ИНП) И ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВОЙ СВАРКИ (ЭЛС)

К.И. Епифанов, И.С. Андрошин, П.Ю. Вуколов, Г.А. Меньшиков

Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева

Применение в ракетно-космическом производстве различных методов сварки плавлением для легких сплавов неизменно сопровождается различными дефектами сварных соединений, возникающих из-за металлургического передела в шве и околошовной зоне (изменения структуры металла, растрескивание, наличие оксидных плёнок и газовых пор, имикронесплошности и т.д.).

Наличие указанных дефектов существенно снижает эксплуатационные свойства сварных узлов в целом. Доработки узлов из-за наличия дефектов удлиняют производственный цикл, повышают себестоимость изделий.

Технологической альтернативой ИНп и ЭЛС крупногабаритных узлов из лёгких сплавов может стать сварка трением с перемешиванием (СТП). Ввиду того, что при СТП образование соединения идет при температурах ниже температуры плавления, станвится возможным избежать, указанные выше дефекты, характерные для ЭЛС и ИНп.

СТП позволяет повысить механические свойства соединений и сократить расходы на производство (на расходные материалы и охрану труда). По сравнению со способами сварки плавлением СТП позволяет получать соединения из трудносвариваемых сплавов, например, типа дюралюминов.

Наряду с очевидными технологическими преимуществами технология СТП обладает определенной проблематикой: 1) необходимость применения сложного в эксплуатации и дорогого специализированного оборудования в комплекте с массивной оснасткой, которые вместе должны обеспечивать высокую точность сборки под сварку в сочетании с высокой жёсткостью; 2) повышенные требования к точности изготовления входящих в сварной узел деталей и подборок.

Успешное внедрение процесса СТП при сварке различных изделий (баллонов высокого давления с толщиной стенки 2 мм и крупногабаритных обечаек толщиной 16 мм) показало, что СТП может являться альтернативой традиционным способам сварки плавлением.

Для использования СТП в качестве основного метода сварки крупногабаритных заготовок необходимо дальнейшее совершенствование как заготовительного, так и инструментального производств.

К ВОПРОСУ О НЕРАЗРУШАЮЩЕМ КОНТРОЛЕ СОЕДИНЕНИЙ СИЛОВЫХ ШПАНГООТОВ, ВЫПОЛНЕННЫХ КОНТАКТНОЙ СТЫКОВОЙ СВАРКОЙ ОПЛАВЛЕНИЕМ

С.А. Адаспаева, П.Ю. Вуколов, К.И. Епифанов, И.С. Андрошин, Г.А. Меньшиков

Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева

При производстве силовых шпангоутов корпусов летательных аппаратов (ЛА) применяется стыковая контактная сварка оплавлением (КССО) прессованных профилей

из алюминиевых сплавов. С её помощью получают кольцевые заготовки силовых шпангоутов (заготовка включает в себя от одного до трех швов в зависимости от диаметра).

Используемые в производстве методы неразрушающего контроля (НК) не обеспечивают полное выявление в сварных соединениях КССО кольцевых заготовок шпангоутов плоскостных дефектов, в частности включений оксидных плёнок (ВОП). В конце 1980-х гг. проводились опытные работы по ультразвуковому контролю (УЗК) сварных швов обечаек из алюминиевых сплавов, однако ввиду отсутствия финансирования они завершены не были. Методики проведения НК для выявления дефектов типа ВОП в стыке для соединений КССО алюминиевых сплавов в настоящее время отсутствуют.

Целью данной работы являлась возможность применения различных методов НК для обнаружения дефектов типа ВОП при КССО прессованных профилей из алюминиевых сплавов, и, по возможности, разработка методик НК для дальнейшего их внедрения в корпусное производство ЛА.

В ходе проведенных работ были сварены четыре образца технологической пробы из профиля сечением 18700 мм² (110 x 170 мм) сплава АМг6М. В одном из образцов предварительно засверлили отверстие для получения ВОП с известной площадью и расположением, по которой прошла настройка приборов УЗК (УД2-70, Phasor-XS). После проведения УЗК из мест расположения «дефектов» вырезали образцы размерами 10 x 20 x 200 для проведения визуально-измерительного (ВИК), рентгенографического контроля и механических испытаний.

Полученные результаты показали, что с помощью УЗК возможно обнаружение дефектов типа ВОП в стыке при КССО кольцевых заготовок шпангоутов из алюминиевых сплавов, однако при этом достаточно высок процент перебраковки (до ~30%). При проведении ВИК было отмечено, что при наличии оксидной пленки в стыке наблюдается характерное искривление волокон в зоне, примыкающей к оксидной пленке. Для уточнения методик УЗК и ВИК и дальнейшего их внедрения в корпусное производство ЛА рекомендуется дополнительный набор статистики.

ПРИМЕНЕНИЕ КОМПЬЮТЕРНОЙ СТЕГАНОГРАФИИ И ТЕХНОЛОГИЙ OLAP И OLTP В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ ДЛЯ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Л.С. Раткин

rathkeen@bk.ru

Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт», ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН

В докладе представлены особенности применения компьютерной стеганографии и технологий оперативной аналитической обработки данных (On-Line Analytical Processing, OLAP) и оперативной обработки транзакций (On-Line Transaction Processing, OLTP) при математическом моделировании и проведении суперкомпьютерных вычислений при производстве изделий ракетно-космической техники. Рассматриваются перспективы развития OLAP и OLTP для суперкомпьютерного моделирования и различные прогнозы развития отрасли.

OLAP-технологии используются для представления и обработки информации. В задачах суперкомпьютерного моделирования наблюдается экспоненциальный рост объемов данных (например, финансово-экономических показателей совместно реализуемых проектов и технических характеристик изделий ракетно-космической отрасли – отечественных и зарубежных, ведь для многих из них существуют десятки

аналогов). Особую важность в этом случае приобретает вопрос масштабируемости «методов добычи данных». Аналогичная проблема возникает с информационными системами и хранилищами данных.

OLTP – технологии применяются в суперкомпьютерных вычислениях для обработки ситуаций совместного доступа к общим блокам данных. Поэтому построение высокопроизводительных OLTP-систем, реализуемых на суперкомпьютерах — задача, оптимальное решение которой зависит от выбора стратегии защиты. Системы ориентированы на транзакционную обработку данных (т.н. «системы обработки данных»), противопоставляя их OLAP – оперативной аналитической обработке.

Доклад проиллюстрирован схемами взаимодействия технологий OLAP и OLTP в ряде информационных систем при математическом моделировании и суперкомпьютерных вычислениях с применением авторской стеганографической разработки, защищенной патентом на изобретение. Показано, что применение компьютерной стеганографии и технологий OLAP и OLTP при суперкомпьютерном моделировании повышает эффективность функционирования предприятий ракетно-космической отрасли, сокращает время производства новых изделий, удешевляет стоимость их обслуживания и снижает риски при реализации совместных отраслевых проектов.

ТЕХНОЛОГИИ CALS И CASE В КВАНТОВОЙ СТЕГАНОГРАФИИ И КВАНТОВЫХ СУПЕРКОМПЬЮТЕРАХ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ ИЗДЕЛИЙ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Л.С. Раткин

rathkeen@bk.ru

Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»,
ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН

Новым направлением научных исследований, связанных с производством изделий на предприятиях ракетно-космической техники, является применение квантовой стеганографии и квантовых суперкомпьютеров в сочетании с технологиями CALS и CASE. В докладе представлены особенности реализации информационных систем с их использованием и даны рекомендации по внесению изменений в федеральные и отраслевые нормативно-правовые документы для стимулирования внедрения данных технологий в России.

CALS-технологии (непрерывная информационная поддержка жизненного цикла продукта – Continuous Acquisition and Life-cycle Support, CALS) являются стратегией систематического повышения эффективности, производительности и рентабельности процессов хозяйственной деятельности предприятий за счёт внедрения современных методов информационного взаимодействия участников жизненного цикла продукции. Первоначально задача организации единого информационного пространства для взаимодействия субъектов жизненного цикла с использованием открытых архитектур, апробированных коммерческих продуктов обмена данными и международных стандартов форматов представления данных, методов доступа к ним и их корректной интерпретации возникла в конце прошлого века в ОПК США. Тогда технология относилась к логистике, называлась «компьютерная поддержка процесса поставок» (Computer Aided Logistic Support, CALS) и распространялась только на фазы производства и эксплуатации высокотехнологичной продукции, в частности, оборонного назначения.

CASE-технологии (Computer Aided System Engineering, CASE) предполагают автоматизированное построение серии суперкомпьютерных моделей. Некоторые системы

получили даже смешанное название «Computer Aided System/Software Engineering» (переводящееся как автоматизированная разработка систем и программ). Реализация технологий CALS и CASE в квантовой стеганографии и квантовых суперкомпьютерах повышает эффективность производства отраслевых изделий на предприятиях ракетно-космической техники. В рамках работы получен патент на изобретение, ведется зарубежное патентование.



ОБЪЕКТЫ НАЗЕМНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ГАЗОДИНАМИКИ СТАРТА В ОБСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ СК РН СВЕРХТЯЖЕЛОГО КЛАССА

Сафронов А.В.¹, Кравчук М.О.¹ Safronov@tsniimash.ru
Абдурашидов Т.О.², Бут А.Б.²

¹ФГУП ЦНИИмаш, г. Королев

²Филиал ФГУП ЦЭНКИ – НИИСК им. В.П. Бармина, г. Москва

В работе представлены математическая модель, описывающая ударно-волновые и газодинамические процессы при старте многоблочных РН с достаточной для практики точностью и результаты численных исследований в обеспечение создания СК РН сверхтяжелого класса космодрома «Восточный». Модель включает в себя осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса (RANS); модель турбулентной вязкости SST Ментера, адаптированная к расчету сверхзвуковых горячих струй; учет догорания истекающих газов с помощью модели диффузионного горения Магнуссена и модели кинетики химических реакций Вестврук-Драера (WD) и Джонса-Линстеда (JL) с учетом диссоциации; численный метод решения уравнений на основе схемы Роу типа Годунова 2-го порядка по пространству и 2-го порядка по времени. Расчёт газодинамики: расчётная область – параллелепипед размером 7x5x5 длин РН; расчёт проводится от критического сечения сопла; на внешней границе свободные условия; сетка 8 млн. - 30 млн. ячеек, метод установления. Расчёт ударно-волновых процессов: расчётная область размером 40x40x20 длин РН; сетка 10 млн. ячеек; расчёт проводится от камеры сгорания, в камере давление задается согласно циклограмме запуска ДУ; применяется явная численная схема. Расчеты проводились пакетом Fluent. Время счета типового варианта – 100 часов на 32-х ядерном кластере. Приведены результаты численных исследований газодинамики старта с целью оптимизации габаритных размеров ПУ космодрома «Восточный» по исходным данным НИИСК.

1. В.Г. Дегтярь, Е.С. Меркулов, А.В. Сафронов, В.И. Хлыбов. Результаты расчетно-экспериментальных исследований газодинамических процессов при взаимодействии многоблочных струй ракетных двигателей с газоотражателем стартового сооружения// Космонавтика и ракетостроение. Вып. 1(70),2013. Стр.37-45.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ВОДЫ ПРИ СТАРТЕ

Абдурашидов Т.О.¹, Бут А.Б.¹ Safronov@tsniimash.ru
Сафронов А.В.², Иванов С.Э.²

¹Филиал ФГУП ЦЭНКИ – НИИСК им. В.П. Бармина, г. Москва

²ФГУП ЦНИИмаш, г. Королев

Основное назначение подачи воды при старте РКН – снижение акустических нагрузок на перспективный пилотируемый корабль, снижение ударно-волновых нагрузок на

днище РКН при запуске ДУ, а также для обеспечения многоразового безремонтного режима работы конструкций ПУ, подвергающихся воздействию струй ДУ. В рамках исследований газодинамики старта перспективной тяжелой ракеты на космодроме «Восточный» на установках ЦНИИмаш проведены исследования распыла воды через форсунки различной конструкции. В процессе испытаний варьировались параметры, определяющие характеристики подвода воды в газовые струи: давление подачи воды, расход воды, форма выходного сечения форсунок. В испытаниях были использованы форсунки с углами распыла 60 и 120 градусов. Система измерений включала измерение расхода воды, давления наддува в системе вытеснения и давления перед форсунками. В процессе испытаний проводилась скоростная видеосъемка. По результатам испытаний были определены гидравлические характеристики различных видов форсунок-распылителей, получены углы распыла воды форсунками в зависимости от давления подачи воды и конструктивного исполнения форсунки. Результаты работы используются для валидации численных моделей и подготовки к газодинамическим акустическим испытаниям на стенде ПВК с моделированием водоподдачи в масштабе М1:30.

1. Бут А.Б., Абдурашидов Т.О., Сафронов А.В., Хотулев В.А. и др. Физические особенности влияния подачи воды на акустику старта ракет и обоснование системы водоподдачи для КРК космодрома «Восточный». Труды XXXVI академических чтений по космонавтике « «Актуальные проблемы Российской космонавтики». Москва, январь 2012 г. С.338-339.

НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ ТЕПЛООВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА ГАЗОТРАЖАТЕЛЬ ПРИ СТАРТЕ РКН ТИПА «АНГАРА»

**В.П. Зюзликов¹, Б.Е. Синильщиков¹, В.Б. Синильщиков¹
А.Б. Бут², Т.О. Абдурашидов² vbsin@mail.ru**

¹БГТУ «ВОЕНМЕХ» г. Санкт-Петербург

²ФГУП «ЦЭНКИ» – НИИСК, г. Москва

Система внутрструйной водоподдачи воды включается более чем за 10 секунд до запуска РД. Суммарная масса оседающих капель постепенно увеличивается, и через несколько секунд после включения системы превышает массу воздуха в области под проемом. Капли начинают вовлекать в движение окружающий воздух. В газоходе реализуется сложное пространственное воздушно-капельное течение со скоростями до 15 м/с. Расчеты показывают, что примерно через 3 с после включения системы течение устанавливается, и массовый расход оседающей на дно газохода воды приближается к суммарному расходу воды из распылителей.

Первым запускается центральный блок РД. На начальных этапах его работы происходит отрыв течения от стенок сопла. При взаимодействии с патрубком, истекающими из него струями воды и образовавшейся ранее водокапельной завесой струя РД отжимается от патрубка, уменьшает свою температуру и скоростной напор, приобретает подковообразную форму, и только через 0,5 с достигает газотражателя (ГО). Также медленно развиваются и боковые струи, что фиксируют термопары потока в натурном пуске. На протяжении 3,7 с после запуска центрального блока показания стеночных термопар, установленных на ГО и дне газохода не превышает 100-120°. Большая часть термопар потока также регистрируют температуру 100-120°. Далее (уже после выхода ДУ на режим ГСТ и начала движения РКН) происходит одновременный и быстрый рост измеренных температур потока и также одновременный, но более плавный рост температур стенок. По-видимому, при температурах стенки менее 100-120° паровая

прослойка между каплями, распространяющимися вдоль стенки, и самой стенкой отсутствует, либо незначительна и на капли действуют значительные силы трения, что приводит к лавинообразному увеличению толщины слоя капель над стенкой. Через 3,7 с после запуска центрального блока условия взаимодействия сверхзвуковых струй с патрубками системы водоподачи изменяются, что приводит к уменьшению плотности капельной фазы в натекающей струе. Это вызывает рост температуры стенки. Между каплями и поверхностью образуется паровая прослойка. Скорость капель быстро возрастает, а плотность капельной фазы около стенки уменьшается, что и приводит к росту теплового воздействия.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ УДАРНО-ВОЛНОВЫХ НАГРУЗОК НА РАКЕТУ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ

Е.С. Меркулов
А.В. Лепихов

src@makeyev.ru

АО «ГРЦ Макеева»

В работе рассмотрены вопросы определения силовых воздействий на элементы ракеты космического назначения при запуске двигателя первой ступени с помощью методов численного моделирования газовой динамики.

Так как ударная волна образующаяся при запуске двигательной установки формируется в камере сгорания, то при моделировании данного процесса использовалась методика упрощенного моделирования процесса горения смеси керосин-кислород.

Параметры численной схемы, используемой при расчетах, выбирались на основании анализа результатов предварительных тестовых расчетов распространения ударных волн. Последующее моделирование процесса развития ударно-волнового процесса при запуске двигательной установки ракеты-носителя проводилось для двух РКН: «Сункар» и «Ангара-А5».

Так как РКН «Сункар» фактически представляет собой дальнейшее развитие РКН «Зенит», то по полученным данным о ударно-волновых нагрузках при старте ракеты «Сункар» косвенно можно судить о применимости предложенного подхода при определении ударно-волновых нагрузок при старте. Полученные в ходе работы результаты будут использоваться в ходе проектных работ над ракетой-носителем «Сункар» входящей в состав комплекса «Байтерек».

Для РКН «Ангара-А5» расчеты проводились для случая «сухого» пуска, то есть в условиях отсутствия водоподачи при старте. При этом учитывалась одновременность запуска двигательных блоков ракеты-носителя. Полученные результаты также могут быть использованы в работах по РКН «Ангара-А5».

МЕТОДИКА РЕШЕНИЯ СОВМЕСТНОЙ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ И АКУСТИЧЕСКОЙ ЗАДАЧИ СТАРТА РКН С ЦЕЛЬЮ ОЦЕНКИ АКУСТИЧЕСКОГО СПЕКТРА

С.А. Калиш, В.Н. Корчагова

В.Г. Мельникова

С.В. Стрижак

М.В. Крапошин, П.С. Лукашин, А.Н. Тагиров

os-cfd@yandex.ru

valeriamelnikova@mail.ru

strijhak@yandex.ru

ИСП РАН, Москва

Одним из способов решения задачи о снижении акустического шума от струй работающих двигателей при старте ракеты-носителя (РКН) является использование системы подачи воды в зону за срезом сопла. Для детального изучения применимости такой технологии необходимо обратиться к численному моделированию.

Авторами разработана методика решения совместной задачи газодинамики и акустики в которой предлагается использование гибридной модели расчета, на базе метода контрольного объема и метода граничных элементов. Она включает в себя следующие этапы: проведение газодинамического расчета истечений струй из сопел, в результате которого определяются поля скоростей, давления, температуры и параметры турбулентности; определение тензора и изоповерхности Лайтхилла; формирование результатов газодинамического расчета в формате, пригодном для использования их в качестве граничных условий при решении акустической задачи; решение уравнения Гельмгольца и определение параметров акустического поля методом граничных элементов. По результатам расчета определяется спектр акустического давления в заданных контрольных точках на поверхности РКН. В работе представлен расчет акустического поля с упрощенной геометрией РКН, выполненный с целью отработки методики решения подобных задач. Основной сложностью является большое различие в масштабе моделируемых узлов, что сопутствует увеличению количества элементов расчетной сетки. Для проверки корректности работы методики проведены тестовые расчеты акустического поля при набегании плоской волны на сферу. Полученные результаты сопоставлены с аналитическим решением. Все расчеты проводились на вычислительном кластере web-лаборатории UniHUB с использованием открытых пакетов: OpenFOAM для газодинамического расчета и BEM++ для акустического расчета.

АНАЛИЗ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ КОСМОДРОМОВ ВОКРУГ ПЛАНЕТЫ ЗЕМЛЯ

М. Cota

michelle_cota@hotmail.com

Universidad Autónoma de Ciudad Juárez, México

Покорение космоса, которое началось в пятидесятых годах прошлого века, в настоящее время в значительной степени утратило свою романтичность и стала одной из технологий, решающих ряд практических и научных задач. Творчество создателей и производителей космической техники и не может быть реализовано без космодромов, стартовых платформ для запуска транспортных средств в космос. В настоящее время существует более двух десятков космодромов в мире, и все они похожи друг на друга, имеют примерно одинаковый набор элементов и отличаются только размерами и местоположением. Для выбора идеального места расположения космодрома,

необходимо принять во внимание основные факторы, влияющие на размещение космодромов в определенных точках на поверхности Земли и выгоды, которые представляет собой хорошее место.

Кроме того, не все страны (в связи с географическим положением) имеют привилегию выбора места размещения космодромов, поэтому они должны компенсировать это другими факторами для того, чтобы сделать успешный запуск космических объектов. В данной статье представлен краткий анализ расположения космодромов по всему миру, количество успешных и неудачных запусков, а также некоторые из факторов, значительно повышающих эффективность космопорта.

ТЕХНОЛОГИЯ ПОЛУЧЕНИЯ И ОБРАЩЕНИЯ СЖИЖЕННОГО МЕТАНА-КОМПОНЕНТА РАКЕТНОГО ТОПЛИВА

А.М. Домашенко, А.Л. Довбиш

ПАО «Криогенмаш», г. Балашиха

В рамках реализации отечественных ракетно-космических и авиационных программ (Энергия-Буран, ТУ-156, ТУ-204 и др.) решены и реализованы задачи обеспечения летательных аппаратов криогенными топливами (водород, кислород), в том числе в настоящее время решаются проблемы внедрения и жидкого метана.

Расчетный анализ показал, что для получения сжиженного метана требуемого качества (чистоты) из природного газа с низким содержанием тяжелых фракций целесообразно и надежно использовать схему дроссельного оживителя высокого давления с предварительным охлаждением, используя только эффект ступенчатой сепарации. Для очистки ПГ со значительным количеством примесей разработана схема получения жидкого метана, построенная по дроссельному циклу высокого давления с одной ступенью предварительного охлаждения, компрессором на линии обратного потока и ректификационными колоннами.

Учитывая способность криогенных топлив в системах приема, хранения, транспортирования и заправки изделий ухудшать свое качество за счет увеличения концентрации примесей во всех технологических операциях, где происходит испарение топлив, разработан технологический регламент обращения со сжиженным метаном. Технология разработана с учетом специфических требований, предъявляемых в системах, жестких требований к качеству криогенного топлива (СМ), заправляемого в баки изделия, физических и взрывоопасных свойств метана, существующей нормативно-технической документации.

Расчетно-теоретический анализ увеличения содержания примесей в оживленном метане на всех этапах технологической цепочки его транспортирования от штуцера завода-оживителя до бака изделия показал, что максимальное увеличение концентрации примесей может составить 11..15 % от начальной концентрации в метане на штуцере завода-оживителя. Показано, что накопление примесей тяжелых углеводородов, азота, кислорода и диоксида углерода, может быть уменьшено, если реализовать технологию подготовки оборудования методом вакуумирования, а перелив жидкости осуществлять с помощью насосов.

ПРИМЕНЕНИЕ СИСТЕМ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ В ЗАДАЧАХ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ, МНОГОРАЗОВЫХ ВОЗВРАЩАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И СТУПЕНЕЙ РАКЕТ

В.О. Карасев
В.А. Суханов

wizpzn@gmail.com
iu1suhanov@mail.ru

МГТУ им. Н. Э. Баумана

Идея многоразового использования как ступеней ракет, так и космических аппаратов является далеко не новой. Однако, именно сейчас, в условиях борьбы за снижение стоимости и повышение эффективности вывода полезной нагрузки на орбиту и за ее пределы стала особенно популярной. Использование аппаратов подобного класса должно позволить не только снизить стоимость вывода грузов на орбиту, но и позволить решить проблемы возврата и ремонта искусственных спутников.

Проблемы разработки и использования многоразовых возвращаемых КА и СР и необходимой для их эксплуатации инфраструктуры, стартовых комплексов (СК), являются актуальными как для зарубежных, так и для отечественных специалистов аэрокосмической отрасли. Кроме проблем аэродинамики, процессов теплообмена, высоких температурных и физических нагрузок на КА и СР, которые значительно затрудняют повторное использование КА и СР, а также накладывают определенные ограничения на требования к надежности и долговечности при их проектировании, существуют вопросы обеспечения технической эксплуатации подобных систем. Многоразовые КА и СР наиболее эффективны при большом количестве пусков с минимально возможными интервалами между ними. В дальней перспективе интенсивность эксплуатации парка КА и СР может быть сопоставима с таковой для парка грузовой авиации.

В этом случае на первый план выйдет задача минимизации простоев парка техники (КА, СР, СК) и обеспечения необходимого количества технических средств и запасных частей для бесперебойной эксплуатации. Одним из способов обеспечения эффективности технической эксплуатации является применение технологий управления жизненным циклом изделия (ЖЦ). Их применение может значительно сократить издержки и повысить качество и эффективность многоразовых КА и СР. Возможности современных информационных технологий позволяют автоматизировать часть процессов управления ЖЦ (УЖЦ), объединить их в единую интегрированную систему (единое информационное пространство на базе онтологических моделей баз знаний) и применить методы мультиагентных интеллектуальных систем управления для поддержки принятия решений в некоторых частных задачах УЖЦ.

МОДЕЛИРОВАНИЕ МЕСТНОГО ГИДРАВЛИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ В ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ С РЕЛАКСАЦИОННЫМИ ПРОЦЕССАМИ С ПОМОЩЬЮ ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ ФУНКЦИИ ОШИБОК ERFC.

Кобызев С.В., Ломакин В.В.

sm8@sm8.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э.Баумана

Создание обобщенной модели пневмогидравлической системы ведется на основе выделения типовых блоков с типовыми интерфейсами [1]. Важный интерфейс – связь

между двумя гидравлическими полостями, характеризуемая зависимостью между расходом и перепадом давления на местном сопротивлении. Как правило, для моделирования такого интерфейса при высоких расходах рабочей жидкости используют простейшую квадратичную (автомодельную) зависимость, справедливую для турбулентного режима течения. Эта зависимость характерна необходимостью определения только одного параметра – коэффициента сопротивления. Формула преобразуется в обратную зависимость и может использоваться для определения расхода через местное сопротивление при известном значении перепада давлений [1, 2].

Однако, для пневмогидравлических систем, в которых, в частности, существенными являются процессы перехода в состояние равновесия после динамического воздействия (релаксационные движения) расходы через местное сопротивление могут в конце процесса релаксации быть недостаточны для развития турбулентного режима течения. Применение квадратичной зависимости для таких систем не адекватно, ведет к появлению неустойчивости моделей пневмогидравлических систем. Для таких случаев, с широким диапазоном характерных чисел Re , начинающимся от 0, необходима модель гидравлического интерфейса, адекватно воспроизводящая гидравлическое сопротивление во всем диапазоне чисел Re реальной задачи для всех режимов течения. Имеется информация в справочниках для широкого круга типов местных сопротивлений и всех возможных режимов течения – от близких к 0 чисел Re и до автомодельного режима [3].

Информация в справочниках дается в виде коэффициента в традиционной квадратичной формуле. Причем коэффициент вычисляется в зависимости от числа Re по-разному для разных диапазонов чисел Re , то есть фактически дается алгоритм нахождения значения перепада давления в зависимости от расхода через местное сопротивление. Очевидно, этот алгоритм не является обратимым. Также существенно, что при расчете по разным формулам для разных диапазонов результирующая функция расход-давление получается негладкой. Для расчета же по универсальной блочной модели пневмогидравлической системы необходима универсальная, однородная и гладкая зависимость обратного типа – зависимость расхода от перепада давления. Также для построения модели желательно, чтобы зависимость основывалась на доступных и одинаковым образом реализованных функциях в распространенных языках программирования высокого уровня, электронных таблицах, системах компьютерной алгебры.

В данной работе предлагается использование известной, затабулированной, имеющейся в готовом виде в стандартных языках и в системах компьютерной алгебры дополнительной функции ошибок $erfc$. При применении нормирования (функциональный аналог задания коэффициента сопротивления) дополнительная функция ошибок позволяет точно аппроксимировать имеющиеся экспериментальные кривые потерь на местных сопротивлениях для широкого диапазона чисел Re , давая, таким образом, адекватную модель типового элемента – интерфейс гидравлическая полость – гидравлическая полость.

Приводятся примеры расчета типовых конфигураций пневмогидравлических систем с использованием стандартного квадратичного интерфейса между гидравлическими полостями и с использованием интерфейса на основе функции ошибок $erfc$.

ПОКАЗАТЕЛИ ЭФФЕКТИВНОСТИ АГРЕГАТОВ НАЗЕМНОГО ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Лычкин М.Т., Драгун Д.К.

mu0n@mail.ru

Оценка показателей энерговооруженности, технического уровня, эффективности и массовых характеристик транспортных агрегатов (ТА), выполненных по схеме автопоездов, наземного технологического оборудования (НТО) в зависимости от условий эксплуатации и с учетом требований Заказчика.

Одним из важнейших параметров транспортных агрегатов НТО является их энерговооруженность (удельная эффективная мощность), которая определяет эффективность их применения, а также технические возможности. Приоритетным требованием при выборе энерговооруженности агрегатов НТО является обеспечение тягово-динамических характеристик в заданных дорожных условиях с высокой степенью надежности. Дополнительно, при выборе энерговооруженности необходимо учитывать обеспечение достаточно высоких показателей ТА, как транспортных средств, с учетом заданной массы специального груза и ограничений по общей массе агрегатов. Для оценки технического уровня и выбора оптимальных показателей энерговооруженности предлагается использовать такие показатели, как: удельная грузоподъемность, удельный расход топлива, удельная производительность и комплексный показатель экономической эффективности. Достаточно высокие показатели технического уровня транспортных агрегатов, достигаются выбором оптимального (или близкого к нему) значения показателя энерговооруженности, в зависимости от критерия, характеризующего наиболее важные свойства агрегата НТО.

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕПЛОВЫХ АККУМУЛЯТОРОВ ДЛЯ КРАТКОВРЕМЕННОГО СНИЖЕНИЯ ТЕПЛОТЫДЕЛЕНИЙ В НАЗЕМНОМ ОБОРУДОВАНИИ КОМПЛЕКСОВ

Е.С. Хромов¹, О.П. Матвеева¹
Д.А. Семячков²

sm8@sm8.bmstu.ru

¹МГТУ им.Н.Э.Баумана, г.Москва

²4 ЦНИИ МО РФ

Процесс транспортировки ракетно-космических систем на стартовый комплекс по железнодорожным путям с помощью электровозов является относительно непродолжительным, поэтому в качестве источника электроэнергии для электровозов используются аккумуляторные батареи. Однако при повышенной температуре окружающего воздуха, когда его применение становится неэффективным для обдува аккумуляторов, потребуется отбор мощности по холоду, производимой в холодильных установках систем обеспечения температурных режимов космической головной части. Это обуславливает необходимость установки холодильных установок и аккумуляторных батарей большей мощности с большими массо-габаритными характеристиками.

Для сокращения суммарных потребных мощностей по холоду и электроэнергии предлагается использовать малогабаритные панели, заполненные теплоаккумулирующим материалом (ТАМ) с фазовым переходом плавление-отвердевание. Панели являются унифицированной сборочной единицей. После сборки всех панелей образуется панельно-сотовая конструкция наполненного теплового аккумулятора, в ячейках которого размещаются аккумуляторные батареи.

При повышении температуры воздуха обдува электрических аккумуляторов выше температуры окружающей среды (например, выше +35...+40°C) тепловыделения от аккумуляторных батарей передаются через стенки корпусов электрического и теплового аккумуляторов к ТАМ, в котором поглощаются за счет эндотермического эффекта при его плавлении. При отрицательных температурах воздуха возможно использование тепловыделений от ТАМ за счет обратного фазового перехода - отвердевание. В этом случае возможно снижение мощности нагревательной установки и снижение потребляемой электрической мощности.

Регенерация теплового аккумулятора проводится по возвращению электровагона и вагона с холодильно-нагревательной установкой к месту постоянной дислокации. Проведен анализ ТАМ для применения в многоциклическом тепловом аккумуляторе панельно-сотовой конструкции. По комплексу характеристик целесообразно применение предельных углеводородов.

ТЕХНОЛОГИИ ОХЛАЖДЕНИЯ УГЛЕВОДОРОДНОГО РАКЕТНОГО ГОРЮЧЕГО СТАРТОВЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ С ПРИМЕНЕНИЕМ ЖИДКОГО АЗОТА

**К.И. Денисова, А.В. Золин
С.К. Павлов, В.В. Чугунков**

sm8@sm8.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Углеводородное ракетное горючее (Т1, РГ-1), которым заправляются топливные баки космических разгонных блоков ДМ и ракет космического назначения на технических и стартовых позициях наземных комплексов, перед осуществлением процессов заправки подвергается подготовительным операциям с целью обеспечения его кондиции по многим параметрам, в том числе и по температуре. Операция охлаждения горючего перед заправкой в топливные баки изделий проводится с целью повышения его плотности и обеспечения его предпочтительных эксплуатационных характеристик в ракетных двигателях.

Охлаждение ракетного горючего может осуществляться жидким азотом, который является побочным продуктом при производстве жидкого кислорода на кислородно-азотных заводах космодромов.

Рассмотрены технологии охлаждения углеводородного ракетного горючего посредством теплообмена с жидким азотом: при подаче жидкого азота в емкость с горючим через барботажный аппарат, при теплообмене горючего с жидким и испарившимся азотом в теплообменнике типа «труба в трубе», при теплообмене горючего в рекуперативном теплообменнике, размещенном в емкости с антифризом, охлаждаемым барботажем жидким азотом, при размещении теплообменника, заполненного охлаждаемым жидким азотом антифризом в емкости-хранилище горючего.

Разработаны математические модели охлаждения углеводородного ракетного горючего, позволяющие определять характеристики процессов охлаждения топлива и затрат жидкого азота.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА КОНТАКТНОГО ТЕПЛООБМЕНА ЖИДКОГО АЗОТА С ЖИДКОСТЬЮ В ПРОЦЕССЕ КРИОГЕННОГО БАРБОТАЖА

А.В. Золин, Р.Р. Фаттахов, В.В. Чугунков **sm8@sm8.bmstu.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Некоторые из современных систем температурной подготовки компонентов ракетного топлива (КРТ) используют в качестве источника холода жидкий азот. Являясь побочным продуктом производства жидкого кислорода на объектах наземной космической инфраструктуры, такой источник холода позволяет значительно снизить затраты на охлаждение КРТ по сравнению с применением холодильных машин.

Системы охлаждения КРТ, использующие жидкий азот, имеют различные конфигурации и виды теплообмена между источником холода и охлаждаемым продуктом. Наибольшей эффективностью обладают системы, в которых реализован контактный теплообмен. Работа таких систем основана на прямом вводе жидкого азота в емкость с продуктом методом барботажа.

Несмотря на создание и успешную эксплуатацию ряда систем с прямым контактом, теплообменные процессы, протекающие в ходе ввода азота в емкость с продуктом, до сих пор изучены достаточно плохо. Обусловлено это тем, что в ходе работы этих систем фиксировались только основные эксплуатационные параметры, позволяющие проводить необходимые операции по подготовке КРТ. Проблема изучения процессов, протекающих при криогенном барботаже, в ходе проектирования этих систем не рассматривалась.

Данный доклад посвящен экспериментальному изучению криогенного барботажа и сопутствующих ему процессов на примере ввода жидкого азота в воду, керосин ТС-1 и водный раствор пропиленгликоля на экспериментальной установке. Рассмотрены особенности данных процессов, выявлены проблемы и выданы рекомендации для проектирования систем температурной подготовки КРТ, основанных на данной технологии охлаждения.

НАУЧНО-МЕТОДИЧЕСКИЙ АППАРАТ ВЫБОРА СОСТАВА, СТРУКТУРЫ И ПАРАМЕТРОВ ЭНЕРГОПОГЛОЩАЮЩИХ СИСТЕМ ПРОТИВОУДАРНОЙ ЗАЩИТЫ ПОДВИЖНЫХ АГРЕГАТОВ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

А.В. Чемусов, С.В. Рулев **vatih@mail.ru**
В.А. Тихомирров **grom916@rambler.ru**

ВА РВСН им. Петра Великого, г. Балашиха

Актуальность исследования обусловлена необходимостью повышения защищенности подвижных агрегатов РК от ударных воздействий, вызванных дорожно-транспортными происшествиями (ДТП), преднамеренными действиями диверсионно-разведывательных групп на маршрутах боевого патрулирования.

Основные задачи исследования:

- обоснование разработки систем защиты подвижных агрегатов РК от ударных воздействий на базе энергопоглощающих упругопластических торсионных модулей;

- математическое моделирование упругопластических торсионных модулей;
- разработка методики и программы расчета параметров движения подвижных агрегатов, оснащенных упругопластическими торсионными амортизаторами при ударном воздействии;
- экспериментальные исследования макетов подвижных агрегатов при динамическом режиме нагружения.

В результате проведенных исследований разработан научно-методический аппарат выбора состава, структуры и параметров энергопоглощающих систем пассивной безопасности агрегатов ракетных комплексов.

Сравнение результатов экспериментов с результатами расчетов показали удовлетворительную сходимость (15,4 %) и точность.

ПУТИ СНИЖЕНИЯ ПЕРЕГРУЗОК ВОЗНИКАЮЩИХ ПРИ ТРАНСПОРТИРОВКЕ РАКЕТ И БЛОКОВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

А.В. Чемусов, С.В. Рулев, Д.В. Аркадьев **mars_d11@mail.ru**

Военная академия РВСН имени Петра Великого, г. Балашиха

Боевые ракеты и блоки ракет-носителей, например РКН «Союз-2-1Б» перевозятся с заводов-изготовителей в транспортных контейнерах, установленных на железнодорожные платформы. Транспортируемые грузы достаточно хорошо воспринимают осевую нагрузку и значительно хуже поперечную.

В МГТУ им. Н.Э. Баумана с помощью конечно-элементной модели «Контейнер-ракетный блок» были определены частоты и формы собственных колебаний системы «Контейнер-транспортируемый блок», установлены зависимости коэффициентов динамичности от частот внешнего воздействия для вертикального, поперечного и продольного направлений, вызываемых макропрофилем железнодорожного пути.

Исследования показывают, что в местах крепления блоков РКН к контейнеру при транспортировании по ЖД, могут возникать резонансные колебания в системе «контейнер-ракетный блок», что недопустимо с точки зрения сохранения транспортируемого груза. Ещё более усугубляется ситуация при транспортировке по железным и грунтовым дорогам боевых твердотопливных ракет, чувствительных к внешним механическим воздействиям, вызывающим возможное отслоение твердотопливного заряда от «коконной» конструкции, появления в заряде трещин и других повреждений, не позволяющих дальнейшую эксплуатацию ракеты.

Для цели снижения нагрузок в местах крепления ракет и блоков РКН и предотвращения выхода амплитуды и частоты колебаний транспортируемого груза за допустимые пределы представляется возможным применение пневмогидравлических амортизаторов (ПГА).

Пневмогидравлические амортизаторы, используемые в современных системах амортизации элементов и агрегатов стартовых ракетных комплексов, представляют собой сложные устройства, совмещающие в себе гидравлические и пневматические тракты, различные клапана управления потоками жидкости и газа, а так же дополнительные элементы сопротивления и упругости.

Наличие достаточно широкого количества элементов ПГА, сложных взаимосвязей и взаимодействий между ними, существенно снижают их надёжность и быстродействие. Для значительного (на 20..57%) повышение поперечной устойчивости транспортируемых боевых ракет и блоков РКН целесообразно использование магнитножидкостных систем вторичного поддрессоривания переменной структуры с одновременным неза-

висимым управлением упругой и демпфирующей характеристиками в масштабе времени близком к реальному – практически безынерционной ($\tau_{mn} \leq 0,005c$).

Проведенные исследования показывают, что управляемые магнитножидкостные системы вторичного подрессоривания, установленные в местах крепления ракет и блоков РКН к контейнеру следует выполнять в виде энергоёмких, высоконадёжных и герметичных пневмомагнитножидкостных амортизаторов с установленными в ходе сжатия и отбоя секциями из параллельно включённых упруго-демпфирующих элементов с разными значениями характеристик сопротивления и жёсткости, и обеспечивающими таким образом достаточно широкое семейство рабочих характеристик, позволяющих для каждого нагружения выбрать рациональную характеристику.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗРАБОТКИ И СОЗДАНИЯ МАГНИТОЖИДКОСТНЫХ СИСТЕМ ВИБРОЗАЩИТЫ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Рулев С.В., Барышов Д.П.

akademmy@mail.ru

Ситников В.С., Архангелов А.Г.

Военная академия РВСН имени Петра Великого, г. Балашиха

Проблема виброзащиты (ВЗ) ракетно-космических конструкций (РКК) в условиях сейсмостартовых воздействий и возмущений в космосе является лишь частью глобальной проблемы защиты созданных людьми конструкций от действий внутренних и внешних возмущающих факторов.

Применяемые в настоящее время пассивные системы виброзащиты баллистических ракет имеют ограничения по диссипации энергии механических возмущений, заложенные в основных принципах функционирования таких систем.

Результаты патентных поисков, а также изучение литературных источников по средствам виброзащиты, обеспечивающим диссипацию механической энергии при столь низких уровнях колебаний, не принесли успеха.

К новым активным композитным материалам, применяемым при разработках ВЗ и способным в реальном масштабе времени под влиянием электрического поля изменять характеристики, относят электрореологические суспензии (ЭРС). Сущность ЭРС заключается в том, что наложение постоянного или переменного поля на ЭРС приводит к увеличению её эффективной вязкости, созданию или повышению предела текучести; после снятия поля суспензия почти полностью возвращается в исходное состояние. Направления по совершенствованию ВЗ ракет должны быть ориентированы на разработки устройств ВЗ с более эффективными диссипативными свойствами и поиском предложений для создания дешевой датчиковой аппаратуры для регистрации сейсмических воздействий ЯВ.

Предложения по использованию МЖ для виброзащиты РКК возникли в результате изучения некоторых известных физических явлений, обнаруженных в МЖ. Направление решения проблемы виброзащиты РКК ориентировано на применение магнитных жидкостей в устройствах регистрации механических возмущений, виброизоляции и виброгашения.

Проведена оценка возможности использования магнитных жидкостей (МЖ) в системах ВЗ РКК. Из анализа механизмов диссипации механической энергии в сплавах и композитных материалах, в которых высокие показатели ДС, прежде всего, связывают с нестабильностью структуры, её неоднородностью, дефектностью и наличием легкоподвижных элементов, способствующих рассеянию энергии упругих колебаний,

а также благодаря изучению свойств МЖ, возникло предположение, что подобные эффекты можно организовать в МЖ, находящейся под влиянием изменяющегося во времени и в пространстве магнитного поля.

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ОРИЕНТАЦИИ И ПРОСТРАНСТВЕННОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ОБЪЕКТОВ РАКЕТНЫХ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ ЗА СЧЕТ ПРИМЕНЕНИЯ УПРАВЛЯЕМЫХ МАГНИТОЖИДКОСТНЫХ СИСТЕМ ВИБРОЗАЩИТЫ

**А.В. Чемусов, С.В. Рулев
А.Г. Архангелов**

**grom916@rambler.ru
andrey_taviak@mail.ru**

ВА РВСН им. Петра Великого г. Балашиха

Современные и перспективные ракетные и ракетно-космические комплексы (РКК), к которым следует отнести ракеты различного способа базирования, ракетоносители, космические аппараты, разгонные блоки и т.п., имеют в своем составе объекты, которые должны отвечать возрастающим требованиям к точности их ориентации и пространственной стабилизации в процессе эксплуатации и применения по прямому назначению.

Повышение требований к точности ориентации и пространственной стабилизации объектов РКК, снабженных аппаратурой высокой разрешающей способностью, их конструктивная сложность, а также существенное влияние на качество позиционирования упругих колебаний, обуславливающих разработку и создание виброзащитных систем (ВЗ) для РКК, в том числе управляемых магнитожидкостных систем виброзащиты (УМЖСВ)

Применение МЖ в качестве рабочего тела управляемых виброизоляторов (ВИ) позволяет дистанционно изменять их упругие и демпфирующие характеристики за счет магнитного поля в течение 0,001...0,005 секунды.

Одним из конструктивных решений управляемого магнитожидкостного виброизолятора может служить амортизационное устройство (АУ) для ракеты на транспортном пусковом устройстве.

АУ содержит пневмоцилиндр, размещенный в нем с возможностью осевого перемещения штока с поршнем, жестко связанного с виброизолируемым объектом, пневмогидроаккумуляторов давления и с гибкими мембранами и , разделяющими пневматическую и гидравлическую полости, соединенными трубопроводами и с подпоршневой и штоковой пневматическими полостями пневмоцилиндра, а трубопроводами и посредством регулируемого магнитореологического дросселя между собой, гидравлические полости пневмогидроаккумуляторов давления и магнитореологический дроссель (МРД) заправлены магнитореологической суспензией (МРС) с 50%-ой концентрацией ферромагнитных частиц по объему, эффективная вязкость МРС, а следовательно и гидравлическое сопротивление МРД резко возрастают при подаче электрического сигнала в обмотку МРД от системы управления, состоящей из датчика давления, и датчика перемещения объекта, блока логики, усилителя мощности.

Принцип управления амортизационного устройства для ракеты с ТПУ базируется на магнитореологическом эффекте (МРЕ). Таким образом, применение управляемых магнитожидкостных систем виброзащиты позволит обеспечить: для ракет в ШПУ - стабильное положение транспортно-пускового контейнера (ТПК) с ракетой относительно шахтного сооружения в вертикальном положении в процессе хранения, снижение вертикальных перегрузок при сейсмических воздействиях, возвращение ТПК в

исходное положение после окончания воздействия с точностью до 1 мм; для ракет в шахтах подводных лодок - точный уровень положения пускового контейнера по отношению к корпусу лодки при запуске ракеты, защиту пусковых контейнеров с ракетами от качки и других колебаний в крейсерском режиме в зависимости от условий транспортировки (волнение водной среды, скорость движения подводной лодки и т.п.); для космических аппаратов – повышение точности ориентации и пространственной стабилизации больших космических конструкций, снабженных аппаратурой с высокой разрешающей способностью.

К ВОПРОСУ О СОЗДАНИИ ДИНАМИЧЕСКОЙ ЗАЩИТЫ СПЕЦИАЛЬНЫХ ФОРТИФИКАЦИОННЫХ СООРУЖЕНИЙ ОБЪЕКТОВ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ ОТ ВЫСОКОТОЧНОГО ОРУЖИЯ

**В.В. Починок, В.С. Ситников
С.В. Рулев, А.В. Чемусов**

grom916@rambler.ru

Военная академия РВСН имени Петра Великого, г. Балашиха

Концепция «Мгновенного глобального удара», разработанная в США предусматривает развёртывание в перспективной стратегической триаде применение высокоточного оружия большой дальности (ВТО БД). Оперативность нанесения «Мгновенного глобального удара» и дальность поражения объектов предусматривается применением гиперзвуковых систем вооружения (ГЗСВ), способных развивать скорость до 18 тыс. км/ч с дальностью стрельбы до 15 тысяч километров.

В сложившихся условиях для надёжного и полного прикрытия объектов ракетных комплексов актуальной становится проблема совершенствования способов борьбы с ВТО БД с целью защиты шахтных пусковых установок (ШПУ) и командных пунктов (КП) ракетных полков стационарного базирования в условиях, когда их координаты переданы США согласно договору о СНВ.

Основные задачи исследования:

- обоснование разработки системы динамической защиты специальных фортификационных сооружений (СФС) объектов РК от ВТО;
- разработка конструктивно-схемных решений систем динамической защиты основных защищаемых объектов РК (ШПУ, КП, ПБУиС);
- оценка технико-экономических показателей эффективности динамической защиты (живучесть, надёжность, стоимость).

Сложность перехвата гиперзвуковых ударных средств доставки ВТО, затрудняющее их обнаружение и уничтожение, способность ударных средств поражать высокозащищённых СФС объектов РК вызывает потребность установки средств динамической защиты для существующих и перспективных СФС объектов РК.

О РЕШЕНИИ ЗАДАЧ ОПТИМИЗАЦИИ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ НА ПЭВМ С МНОГОЯДЕРНЫМИ ПРОЦЕССОРАМИ

А.М. Мурзин, А.В. Панфилов
С.И. Тарасов, Ю.Л. Сюськина

panfilovav@susu.ru

ЮУрГУ, г. Челябинск

При оптимизации сложных технических систем обобщенный критерий качества, как правило, имеет несколько областей локальных минимумов в допустимой области. Варианты решений в точках локальных минимумов представляют наибольший интерес для проектировщика, так как в одной из них может быть получена рациональная компоновка конструкции и оптимальное соотношение параметров.

Для определения всех возможных локальных минимумов критерия требуется многократное вхождение в процедуру оптимизации конструкции с различными величинами входных значений управляемых параметров из диапазона изменения, определяемого прямыми ограничениями на эти параметры. Такой подход требует больших затрат на время вычислений. Это время можно уменьшить, используя возможности распараллеливания решения задач на многопроцессорных ПЭВМ.

В настоящее время выпускаются ПЭВМ с несколькими ядрами у процессора. Так, например, у процессоров типа Intel(R) Core количество ядер колеблется в диапазоне от двух до четырех, которые обрабатывают вычислительные потоки. Желательно, при решении задач проектирования использовать все возможно допустимые вычислительные мощности ПЭВМ, так как процессор Intel(R) Core i7 950 в среднем загружается на 12-14% при обычном режиме работы.

На базе существующих пакетов прикладных программ на кафедре «Летательные аппараты» были разработаны программы распараллеливания решения задач параметрической оптимизации сложных технических систем, позволяющие в несколько раз увеличить загрузку вычислительных ядер ПЭВМ, что, в свою очередь, приводит к существенному сокращению времени вычислений.

Эти разработки используются как при решении инженерных задач оптимального проектирования, так и в учебном процессе.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ПРИ ЭНЕРГОАУДИТЕ КОМПЛЕКТОВ ЗАГЛУБЛЕННОГО ОБЪЕКТА

А.С. Шевченко

23061972@bk.ru

ВА РВСН имени Петра Великого, г. Балашиха

Научная задача обычно выражается в виде пары, включающей, предмет исследования и цель исследования, при этом подразумевается что, по крайней мере, один метод решения задачи опубликован. При формулировании постановки научной задачи предмет исследования излагается ситуационно в виде исходных научных посылок, выражающих, что дано: состав переменных и постоянных исходных данных, вводимые допущения и ограничения, а также в виде конкретных условий проведения исследования.

Нашли применение два варианта постановки задачи: постановка задачи в виде полной математической модели любого технологического процесса и постановка задачи в классической формулировке.

Если считать, что среднее время безотказной работы известного и предлагаемого комплектов определены, то математическая постановка задачи в классическом варианте принимает следующий вид. Дано:

1. Математическая модель объекта.
2. Начальные условия поддержания боеготовности систем заглубленного объекта, при известной структуре КЭО (комплекта электрооборудования).
3. Конечные условия поддержания боеготовности систем заглубленного объекта при известной структуре КЭО.
4. Начальные условия поддержания боеготовности систем заглубленного объекта при предлагаемой структуре КЭО.
5. Конечные условия обеспечения боеготовности систем заглубленного объекта с предлагаемым КЭО.

Требуется: найти способ снижения входной мощности систем заглубленного объекта, способ построения КЭО с совокупностью электрических, структурных, конструктивных, функциональных и динамических связей и способ восстановления мощности комплекта без использования промышленной сети, при технической реализации которых эффективность заглубленного объекта в любой момент времени на определенном интервале, будет максимальной при условии, что затраты на разработку, производство и эксплуатацию не превысят заданного значения.

ТЕХНОЛОГИИ ПОДЪЕМА СТАРТОВЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ РКН ДЛЯ УСТАНОВКИ НА СТАРТОВОЕ УСТРОЙСТВО

А.В. Зимин¹, Д.В. Куликов¹

Б.М. Новожилов², В.В. Чугунков² **sm8@sm8.bmstu.ru**

¹Филиал ФГУП ЦЭНКИ –НИИСК им. В.П. Бармина, г. Москва

²МГТУ им. Н. Э. Баумана

Одной из актуальных задач, стоящих перед отечественной ракетно-космической отраслью, является формирование технических предложений на перспективные ракетные комплексы ракет космического назначения (РКН) тяжелого и сверхтяжелого классов, которые в среднесрочной перспективе позволят России осуществить полеты (в том числе и пилотируемые) к планетам солнечной системы и их спутникам, сохранить лидирующие позиции в исследованиях ближнего и дальнего космоса и расширить позиции на рынке космических запусков.

Одной из задач, решаемых при создании ракетно-космических комплексов данных классов, является обеспечение подъема стартовым оборудованием ракет-носителей с переводом из горизонтального положения в вертикальное для установки на стартовое устройство. С целью подъема и установки РКН на стартовое устройство применяются стационарные установочные и передвижные транспортно-установочные агрегаты (ТУА), оборудованные стрелой, силовыми гидроцилиндрами и гидросистемой подъема.

При значениях суммарной массы стрелы подъема и размещенной на ней РКН, составляющей для комплексов РКН тяжелого и сверхтяжелого классов сотни тонн, с учетом ограничений по величине рабочего давления и размерам силовых гидроцилиндров в гидросистеме подъема требуется создание рациональных схем размещения силовых гидроцилиндров для обеспечения подъема РКН многоцилиндровым способом с соблюдением требований по допустимым перегрузкам, действующим на конструкции и системы РКН при подъеме.

Приводятся и анализируются различные технологии и варианты построения систем подъема стартовым оборудованием ракет-носителей многоцилиндровым способом с параллельным и последовательным функционированием силовых гидроцилиндров при установке на стартовое устройство.

Анализируются проблемные вопросы построения и моделирования процессов функционирования систем подъема РКН при различных температурных условиях и ветровых нагрузках. Приводятся результаты моделирования нагрузок на гидродомкраты в процессе подъема РКН при различных направлениях ветрового потока.

МОДЕЛИ НИЗКОТЕМПЕРАТУРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА СТАРТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ОТ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ, ЗАПРАВЛЕННЫХ КРИОГЕННЫМ ТОПЛИВОМ

И.В. Бармин, В.С. Копытов, В.В. Чугунков sm8@sm8.bmstu.ru

МГТУ им. Н. Э. Баумана

Одним из наиболее масштабных проектов в развитии отечественной космонавтики в настоящее время является создание космодрома «Восточный», на котором введены в эксплуатацию наземные комплексы для подготовки и старта ракет космического назначения (РКН) серии «Союз-2». В недалеком будущем здесь будут построены объекты наземной инфраструктуры для РКН «Ангара». Помимо стартовых комплексов для «Союзов» и «Ангары» предполагается создание наземных комплексов для семейства РКН сверхтяжелого класса и многоразовой ракетно-транспортной системы, у которых ракетные блоки могут быть оснащены двигательными установками, функционирующими на новом ракетном горючем – сжиженном природном газе (СПГ) в паре с окислителем - жидким кислородом.

Применение СПГ в ракетно-космической технике обусловлено рядом преимуществ по сравнению с ракетным керосином: более высокая энергетика и более высокая экологичность сгорания при соединении с жидким кислородом, а также самопроизвольное испарение и удаление остатков топлива из топливных магистралей после включения двигательной установки, что облегчает условия ее многократного использования. Стоимость СПГ в несколько раз ниже, чем стоимость ракетного керосина, а природные запасы и сырьевая база для производства СПГ обладают огромными запасами.

Одной из задач, решаемых при создании ракетно-космических комплексов данных классов, является обоснование температурных условий функционирования несущих конструкций стартового комплекса в условиях низкотемпературного воздействия со стороны РКН, заправленной криогенными компонентами топлива.

При стоянке РКН, заправленной криогенными компонентами топлива, у наружных поверхностей топливных баков за счет теплообмена с окружающей средой образуются охлажденные потоки воздуха, стекающие вследствие повышенной плотности в направлении несущих стартовых конструкций, что может быть причиной их существенного охлаждения и разрушения при включении двигателей за счет снижения ударной вязкости материалов несущих конструкций.

Рассматриваются модели процессов образования охлажденного потока у поверхностей баков ракет-носителей, заправленных криогенными компонентами топлива, для обоснования температурных условий функционирования несущих конструкций стартового комплекса в условиях низкотемпературного воздействия со стороны РКН.



БАЛЛИСТИКА, АЭРОДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЁТАМИ

ОПЕРАТИВНАЯ ОЦЕНКА СОСТОЯНИЯ И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ В ПРОЦЕССЕ ИХ ПОЛЁТА

**В.А. Соловьёв,
В.Е. Любинский,
Н.В. Мишурова,**

**Vladimir.Soloviev@rsce.ru
Valery.Lubinsky@rsce.ru
trigonella@mail.ru**

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

Оценка состояния и функционирования пилотируемых космических кораблей (ПКК) при управлении их полётом необходима для постоянного контроля жизнеспособности ПКК, возможности выполнения ими своего целевого назначения, исполнения запланированных операций и режимов, обеспечения требуемой степени безопасности экипажа. В случае обнаружения выхода контролируемых параметров состояния и функционирования ПКК за пределы нормы должно приниматься и своевременно реализоваться решение о нормализации возникающей ситуации либо о выходе из неё с корректировкой или изменением плана полёта при обеспечении безопасности экипажа.

Оперативность оценки подразумевает её проведение в течение периода времени, сжатого с максимальной возможностью (в пределе – в темпе получения с борта ПКК и из других источников необходимой для этого информации).

Полёт ПКК, в особенности кораблей транспортного назначения, обслуживающих орбитальную станцию, как правило, характеризуется наличием достаточно жестких ограничений, в частности – ресурсных, ставящих некоторый предел по времени полёта ПКК (например, ресурс средств, обеспечивающих жизнедеятельность экипажа). Поэтому к технологии оценки состояния и функционирования ПКК предъявляется требование высокой оперативности с высокой степенью её достоверности. Это требование мотивируется также необходимостью своевременного обнаружения возникновения ситуаций, угрожающих безопасности экипажа, и незамедлительного реагирования на них

В докладе освещается существующая технология решения рассматриваемой задачи, обсуждаются её достоинства и недостатки и рассматриваются пути её дальнейшего совершенствования с учётом перспективных космических программ.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КВАЗИКОМПЛАНАРНОГО ВЫВЕДЕНИЯ ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ ДВУХВИТКОВОЙ СХЕМЫ СБЛИЖЕНИЯ КК «СОЮЗ-МС» С МКС

Р.Ф. Муртазин,

rafail.murtazin@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

В настоящее время в России успешно реализована 4-х витковая схема сближения КК «Союз» с МКС. Аналогичные работы по внедрению быстрых схем проводятся в США и Китае. Рассматривается 2-х витковая схема сближения, которая позволит сократить время доставки экипажа и грузов на МКС до 3-х часов. В будущем этот подход может быть использован в двухпусковой схеме выведения к Луне и при запусках космических кораблей (КК), например ПТК «Федерация» к орбитальной станции (ОС) с космодрома Восточный.

Для реализации 2-х витковой схемы в РКК «Энергия» разработан способ управления (патент РФ №2441821 от 10 февраля 2012г.), заключающийся в выведении КК на квазикопланарную орбиту, не совпадающую по плоскости с орбитой ОС, но при обеспечении необходимого начального фазового угла. За счёт дополнительного изменения наклона орбиты выведения достигается существенная минимизация затрат топлива на последующее согласование орбит.

Внедрение новой схемы будет означать создание в России космической транспортной системы нового поколения (РН и КК с цифровыми системами управления, оснащенными автономными системами спутниковой навигации) по оперативному доступу к МКС и околоземным объектам.

Обработка 2-х витковой схемы сближения может быть выполнена с использованием КК «Прогресс-МС» в 2017-2018гг. при его выведении на РН «Союз-2 1А». Приведены количественные и качественные результаты моделирования представленной схемы сближения. По результатам моделирования расход топлива на сближение не превышает $3\div 5\text{м/с}$ по сравнению со штатной компланарной схемой выведения КК.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИЙ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ ПО ОПТИЧЕСКИМ ИЗМЕРЕНИЯМ В ЗОНАХ ДВОЙНОГО ОБЗОРА НАЗЕМНЫХ ПУНКТОВ.

А.Ю. Кустодов, В.П. Павлов

ak-kustodovs@mail.ru

ЦНИИмаш, Королёв, Московская обл., Россия

В настоящее время в отечественной космонавтике все чаще применяются оптические средства для контроля космического пространства. Задача определения параметров орбиты по данным оптических измерений является одной из классических баллистических задач, которая успешно решалась для малых планет или комет. Однако в отличие от задачи вычисления орбиты малой планеты, когда интервалы времени между измерениями могут быть достаточно большими, что значительно упрощает решение задачи, при контроле космического пространства мы имеем дело с кратковременными наборами измерений порядка нескольких минут в виде трека космического объекта. В этом случае одним из методов определения первого приближения параметров орбиты является рассмотрение зоны двойного обзора космического аппарата.

Для обработки информации от оптических средств и формирования параметров орбиты космического объекта предлагается алгоритм, позволяющий методом космической триангуляции определить в зонах двойного обзора набор векторов координат и начальное приближение вектора скорости. Впоследствии, решается задача уточнения параметров орбиты при совместной обработке векторов и оптических измерений с двух измерительных пунктов.

Предложены методы аппроксимации и фильтрации измерений от оптических средств, применимые при их обработке на коротком интервале времени. Показаны результаты расчета параметров орбиты с использованием метода космической триангуляции и сравнение их с эталонной орбитой, полученной путем обработки разнотипных измерений на большом мерном интервале.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА СМ «ЗВЕЗДА» МКС В ПЕРИОДЫ «СОЛНЕЧНЫХ ОРБИТ»

А.И. Спирин, **Alexander.Spirin@sfoс.ru**
И.А. Ушаков, Д.Н. Рулев, М.А. Скуратова

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

Служебный модуль (СМ) «Звезда» Международной космической станции (МКС) является основным местом работы и проживания российских членов экипажа МКС. Также в гермоотсеках СМ и смежных модулях размещается научная аппаратура, бортовые системы и средства жизнеобеспечения Российского сегмента МКС, которые работают от источника электроэнергии. Тепло от бортовой аппаратуры при работе утилизируется за счет ее обдува воздухом жилых отсеков с последующим охлаждением воздуха в газо-жидкостных теплообменниках системы обеспечения теплового режима (СОТР) и/или прокачкой теплоносителя через специальные термоплаты, на которых установлено оборудование. Собранная СОТР тепловая энергия перераспределяется по составным частям РС МКС для термостатирования модулей, а при ее избытке - удаляется в окружающее космическое пространство через радиационные теплообменники (РТО) СОТР.

Тепловой баланс СМ «Звезда» достигается за счет достижения равновесия между привходящей тепловой энергией (сумма внутреннего тепловыделения бортовой аппаратуры, тепловыделения экипажа и теплопритока от Солнца) и исходящей тепловой энергией (сумма излучаемой тепловой энергии через РТО и через неосвещенные Солнцем участки корпуса). Наиболее критичными периодами полета по поддержанию теплового баланса являются периоды «солнечной орбиты», когда в течение 3-7 суток МКС непрерывно освещена Солнцем и возможности по сбросу тепла существенно снижаются.

В докладе приведены основные результаты анализа теплового режима СМ «Звезда» в периоды «солнечных орбит» за 16 лет полета и предложены пути обеспечения комфортных температурных условий для экипажа при последующей эксплуатации МКС. На основе специально выработанных эксплуатационных критериев (эффективность работы РТО и величина внутреннего тепловыделения) предложено регламентировать режимы работы бортовой аппаратуры и обеспечивать сброс максимально-возможного объема тепла из СМ «Звезда» изменяя режимы работы составных частей СОТР. Также предложено повысить эффективность сброса тепла из СМ «Звезда» затенением РТО СМ «Звезда» солнечными батареями АС МКС, задавая соответствующие режимы работы приводов ориентации солнечных батарей Американского сегмента МКС.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ПЛАНИРОВАНИИ ЗАДЕЙСТВОВАНИЯ СРЕДСТВ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

А.А. Алексахина, А.Н. Дудко, Б.А. Кучеров, А.О. Литвиненко, А.С. Хроменков
csakp@mcc.rsa.ru

ФГУП ЦНИИмаш, г.Королёв

В условиях наращивания количества космических аппаратов (КА) научного и социально-экономического назначения (НСЭН) в космической группировке Роскосмоса при использовании малопунктной системы управления предъявляются новые требования к обеспечению управления КА НСЭН в части повышения оперативности планирования и координации задействования технических средств (ТС) наземного автоматизированного комплекса управления (НАКУ) в условиях ресурсных ограничений. Наиболее перспективным направлением повышения оперативности является использование информационных технологий (ИТ).

В работе анализируется текущее состояние вопроса использования ИТ в планировании задействования ТС НАКУ, осуществляемого Центром ситуационного анализа, координации и планирования (ЦСАКП). Рассматриваются факторы, негативно влияющие на процесс планирования, и перспективные направления использования ИТ, позволяющие парировать их негативное воздействие.

Рассматривается парирование негативного влияния увеличения документооборота на оперативные характеристики ЦСАКП. Определены перспективы совершенствования системы оповещения специалистов об изменении наземной и космической ситуации, а также мониторинга и подготовки данных для её анализа.

Одним из важнейших вопросов планирования задействования ТС НАКУ является разрешение конфликтных ситуаций (КС). Показана возможность превентивного разрешения КС за счёт использования гарантировано бесконфликтных зон радиовидимости. Разработана система информационной поддержки специалистов ЦСАКП при выполнении операций технологических циклов планирования для повышения оперативности и качества решения задач планирования, а также формирования статистических данных по результатам выполнения планов.

Реализация предлагаемых направлений использования ИТ позволяет повысить оперативность и качество планирования в условиях ресурсных ограничений, а так же обеспечить выполнение требований к ЦСАКП в части опережающего развития с учётом перспектив развития космической и наземной инфраструктуры.

ВАРИАНТЫ БОРТОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ АЛГОРИТМОВ ОКОЛОЗЕМНЫХ КА НА ОСНОВЕ ДАННЫХ ОТ ГЛОБАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ

А.В. Погодин,

tror1@yandex.ru

НПО им. С.А. Лавочкина, аспирант ИПМ им. М.В. Келдыша

Одним из современных направлений развития космической техники является повышение автономности КА, т.е. обеспечение возможности функционирования КА по

целевому назначению даже в условиях длительного отсутствия связи с наземными станциями управления. Это существенно повышает надежность космических систем и, кроме того, позволяет экономить средства за счет более редкого привлечения наземных средств к работам по измерению параметров орбиты (в будущем эти работы могут быть исключены полностью). Указанная автономность достигается, в частности, с помощью бортовых систем определения параметров движения КА и бортовых алгоритмов, позволяющих прогнозировать движение КА на значительные интервалы времени.

В докладе рассмотрены варианты бортовых навигационных алгоритмов для околоземных КА с использованием информации от аппаратуры спутниковой навигации. Приведены оценки достигаемых точностей определения и прогнозирования собственного положения и скорости КА. Сообщается об опыте применения одного из вариантов представленных алгоритмов на борту малых космических аппаратов НПО им. С.А. Лавочкина МКА-ФКИ (ПН1) и МКА-ФКИ (ПН2).

ОПТИМИЗАЦИЯ НАВЕДЕНИЯ НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ НА ИЗУЧАЕМЫЕ ОБЪЕКТЫ В ЭКСПЕРИМЕНТЕ «УРАГАН» НА МКС

**М.Ю. Беляев,
П.А. Боровихин,
Д.Ю. Караваев,
Д.Н. Рулев,**

**mikhail.belyaev@rsce.ru
pavel.borovikhin@rsce.ru
dmitry.karavaev@rsce.ru
dmitry.rulev@rsce.ru**

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва»

В настоящее время ряд научных экспериментов на международной космической станции (МКС) выполняется с использованием подвижных платформ наведения (ППН). Использование ППН особенно актуально вследствие имеющихся ограничений на построение и поддержание ориентации МКС. Поскольку каталоги исследуемых объектов в экспериментах на МКС содержат тысячи наименований, а ресурсы для реализации возможных вариантов наведения ограничены, возникает задача оптимизации наведения научной аппаратуры на изучаемые объекты.

В докладе описывается решение данной задачи с помощью системы ориентации видеоспектральной аппаратуры («СОВА»), разрабатываемой РКК «Энергия» совместно с институтом прикладных физических проблем им. А.Н.Севченко (Республика Беларусь) в рамках реализуемого на российском сегменте (РС) МКС эксперимента по исследованию Земли «Ураган». Программное обеспечение (ПО) для ППН включает алгоритмы прогнозирования текущего положения КА и решения задач планирования наблюдений. При этом учитывается опыт разработки ПО как для МКС, так и для орбитальных станций «Салют» и «Мир». Вследствие большого количества объектов наблюдения, возможностей разнообразных сочетаний приоритетов наблюдений и параллельного использования нескольких комплектов ППН «СОВА» на разных иллюминаторах, а также наличия ограничений на возможность выполнения наблюдений и требуемые ресурсы, возникает задача оптимизации планирования наблюдений.

Типовая задача оптимизации планирования наблюдений заключается в том, чтобы составить наиболее информативную (по некоторому критерию) программу наблюдений при выполнении ограничений на возможности выполнения наблюдений и условий на расход ресурсов и информативность наблюдений по другим критериям.

В докладе показано, что такая задача формализуется в виде частично-целочисленной задачи линейного программирования, которая решается методами линейного и целочисленного программирования.

Использование разработанного подхода к оптимизации наведения научной аппаратуры на изучаемые объекты позволит значительно расширить возможности исследований Земли по программе эксперимента «Ураган» на РС МКС.

ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ПЛАНИРОВАНИЯ ПОЛЕТНЫХ ОПЕРАЦИЙ НА БОРТУ ОРБИТАЛЬНЫХ КОМПЛЕКСОВ

**А.М.Беляев,
Р.А.Дякин,**

**andrey.belyaev@sfoc.ru,
roman.diakin@mail.ru**

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва»

Эффективность реализации программы полёта в значительной мере зависит от качества плана полёта, который разрабатывается в том числе и на исполнительном уровне планирования. Если говорить о процессе планирования с формальной точки зрения то, по сути – это последовательное распределение полётных операций на интервале планирования с учётом всех их характерных особенностей, правил и ограничений, накладываемых на их выполнение.

За последнее время количество полётных операций многократно возросло, кроме того возросла их сложность и взаимное влияние друг на друга, а значит, процесс планирования уже не представляется возможным без использования средств автоматизации. В связи с этим все более актуальным становится задача анализа, как самого процесса планирования, так и работы автоматизированной системы для определения путей ее дальнейшей модернизации и своевременного обнаружения уязвимых мест.

Для решения этих задач применимо имитационное моделирование, позволяющее воспроизвести сложный временной процесс, носящий вероятностный характер, которым и является процесс планирования. В представляемой работе делается попытка построения такой модели с учётом основных факторов, оказывающих влияние на процесс планирования с последующим анализом результатов моделирования.

Целью работы является оценка возможности применения имитационного моделирования и последующий анализ использования средств автоматизации на предмет времени исполнения процедур планирования и безошибочности работы планировщиков.

ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А.А. Бондар, А.В. Донсков, Н.В. Мишурова, С.В. Соловьёв

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва»

В процессе полёта космического аппарата (КА) основной обратной связью для принятия решений о дальнейшем выполнении задач полёта является контроль состояния и функционирования бортовых систем (БС) КА и доклады экипажа. На сегодняшний день процесс контроля состояния КА проводится специалистами оперативной группы управления по устоявшейся технологии, в которой есть положительные и отрицательные стороны. Одним из недостатков технологии является малое использование автоматизированных средств контроля. Их отсутствие влияет на оперативность принятия решения и значительно повышает трудоёмкость процесса управления полетом.

Для решения задачи совершенствования процесса управления полетом разрабатывается общая концепция автоматизированной системы контроля (АСК) состояния КА. Актуальность предлагаемого проекта АСК заключается в решении задачи автоматизации процесса оценки состояния КА, повышающего оперативность и наглядность контроля текущего состояния и функционирования БС КА, задачи прогнозирования развития нештатных ситуаций в работе бортовых системы КА на этапе их «зарождения», так и после их возникновения. Необходимость решения задачи по прогнозированию нештатных ситуаций обуславливается возможной критичностью и скоротечностью протекания нештатных ситуаций (выход за ресурс эксплуатации узлов/агрегатов/элементов конструкции, усложнением самих пилотируемых космических аппаратов и решаемых задач в полете).

Целью проекта является разработка интеллектуальной системы комплексного контроля состояния космических аппаратов, которая решает следующие задачи:

- повышение оперативности реагирования на изменение текущего состояния КА;
- повышение эффективности управления полетом пилотируемого космического аппарата, как в штатном режиме, так и в случае возникновения нештатных ситуаций;
- повышение уровня безопасности и надежности эксплуатации КА;
- уменьшение влияния человеческого фактора при анализе функционирования бортовых систем и идентификации нештатных ситуаций.

В докладе будут представлены основные положения предполагаемого функционирования АСК в целях развития комплексного контроля состояния КА при управлении его полётом.

ОБЛЁТ ОБЪЕКТОВ КРУПНОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА И ИХ УВОД НА НИЗКИЕ ОРБИТЫ ЗАХОРОНЕНИЯ

А.А. Баранов, Д.А. Гришко

andrey_baranov@list.ru ,dim.gr@mail.ru

ИПМ им. М.В. Келдыша, МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматривается задача облёта группы объектов крупногабаритного космического мусора (ККМ) на низких околокруговых орбитах. Данные по габаритным размерам верхних ступеней ракет-носителей и разгонных блоков позволяют выделить из каталога NORAD пять компактных групп таких объектов в диапазоне высот 600–2000 км.

В настоящее время для низкоорбитальных крупных объектов в мире сформулированы две основные схемы их увода. Первая предполагает облет объектов с внедрением в их сопло специальных агрегатов (Thruster de-orbiting kit, TDK) с автономным управлением и запасом топлива для тормозного воздействия, достаточного для перевода объекта на орбиту захоронения (ОЗ). Вторая схема предусматривает использование космического аппарата, который после захвата очередного объекта ККМ уводит его на специально рассчитываемую круговую или эллиптическую ОЗ, а затем через некоторое время возвращается за новым объектом. Перелет к новому объекту осуществляется в момент примерного совпадения долготы восходящего узла (ДВУ) орбиты этого объекта и ОЗ предыдущего объекта.

Для наглядного представления положения плоскостей орбит используется портрет эволюции отклонений ДВУ, вычисленных относительно ДВУ орбиты одного из объектов группы. Для первых трех групп (наклоны $i=71^\circ$, $i=74^\circ$, $i=81^\circ$) линии изменения относительных отклонений ДВУ практически не пересекаются. В этом случае при первой схеме маневрирования эффективен простой последовательный облет объектов

группы, но требуются значительные затраты суммарной характеристической скорости (СХС) на формирование переходных орбит. При второй схеме маневрирования такая конфигурация плоскостей орбит также позволяет использовать последовательный облёт объектов группы.

Портрет эволюции ДВУ групп №4 ($i=83^\circ$) и №5 (солнечно-синхронные орбиты) представляет собой совокупность линий, которые многократно хаотически пересекаются друг с другом. В рамках первой схемы наличие пересечений позволяет построить такую последовательность облёта объектов ККМ, при которой орбита очередного объекта ККМ одновременно является переходной для достижения следующего объекта, такое требующее существенно меньших затрат СХС решение названо «диагональным». Портрет эволюции отклонений ДВУ группы №4 содержит оба типа линий, что делает возможным одновременное использование «диагонального» решения и последовательного облёта.

В случае 4-ой и 5-ой групп ККМ при облёте по второй схеме большое значение приобретает выбор объекта, с которого начинается облёт группы. Рассмотрены изменения энергетических и временных затрат, которые требуются для облёта всех объектов группы в зависимости от номера объекта, с которого начинается облёт.

В работе приводится сравнительный анализ эффективности двух указанных схем облёта объектов применительно ко всем пяти выделенным группам ККМ.

РАЗВИТИЕ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ИДЕЙ К.Э. ЦИОЛКОВСКОГО И С.П.КОРОЛЁВА

В.Е. Бугров

BugrovV@yandex.ru

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва»

Межпланетные идеи К.Э. Циолковского успешно претворялись в жизнь в начале 60-х годов. Постановление 10 декабря 1959 г. определило приоритетную советскую межпланетную программу. Разработанный в ОКБ-1 под руководством С.П. Королёва и М.К. Тихонравова и утверждённый межведомственной комиссией под председательством М.В. Келдыша проект экспедиции на Марс, предусматривал: сборку комплекса массой 400-500 т. на ОИСЗ, старт с к Марсу на ЖРД, переход с траектории полёта к Марсу на около марсианскую орбиту за счёт аэродинамического торможения в его атмосфере и обеспечение экипажа пищей, водой и воздухом за счёт их частичного воспроизводства на борту из продуктов жизнедеятельности. Первой задачей было создание ракеты Н1 и корабля ТМК для полёта экипажа в межпланетном пространстве. ТМК предполагалось вывести за пределы земного тяготения, зафиксировать на определённом удалении от Земли и выполнить экспериментальный первый в мире полёт человека вокруг Солнца. Однако, в 1969 году сотрудники ЦНИИмаш, использовав материалы ОКБ-1, но заменив для старта с ОИСЗ ЖРД на ЭРДУ представили свой проект «Аэлита», в котором исчезло и аэродинамическое торможение. С тех пор все проекты рассматриваются только с использованием ЭРДУ, а поскольку её нет и межпланетный проект заменён лунной программой. В докладе предлагается структурная схема комплекса средств, необходимых для формирования за пределами земного тяготения экспериментальной базы с обеспечением сообщения между её орбитой и ОИСЗ, как прототипа будущего межпланетного комплекса. Предлагается также вернуться к рассмотрению средств для аэродинамического торможения в атмосфере Марса, которое позволит вдвое сократить начальную массу на ОИСЗ в любых проектах. В качестве действительно многообразной альтернативы «Союзу» и «Федерации» предлагается рассмотреть создание Воздушно-космического самолёта для доставки и возвращения экипажа

на ОИСЗ. Для начального разгона ВКС использовать экраноплан, а его увеличенную верхнюю площадку использовать для посадки ВКС при возвращении, согласуя их относительные скорости. Эти проекты, возможно, целесообразно реализовать в студенческих КБ, как подготовку к крупномасштабным проектам.

МЕТОДИКА ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ЧЕТЫРЁХИМПУЛЬСНОЙ ДИНАМИЧЕСКОЙ ОПЕРАЦИИ ВСТРЕЧИ НА ОКОЛОКРУГОВЫХ ОРБИТАХ

**А.А. Баранов,
М.О. Каратунов,**

**andrey_baranov@list.ru
maksim.karatunov@yandex.ru**

Московский государственный технический университет им.Н.Э.Баумана, Институт прикладной математики им. М.В.Келдыша, АО «Астрономический научный центр»

На текущий момент плотность потока космических объектов (КО) в отдельных областях околоземного космического пространства (ОКП) достигла величины, при которой риск взаимного столкновения не может быть игнорирован. Каждый месяц в области низких орбит центры управления космическими полётами регистрируют в среднем от 6 до 10 опасных сближений с каждым контролируемым КА. На основании прогнозов численности популяции КО можно утверждать, что количество объектов в околоземном пространстве будет увеличиваться, а вместе с этим будет расти вероятность взаимных столкновений. В этой связи необходимо регулярно осуществлять оперативную работу в целях выявления опасных сближений активных КА с каталогизированными КО, а также производить расчёт манёвров уклонения. Если вариант с применением дополнительного манёвра уклонения хорошо изучен, то способы корректировки целевых манёвров слабо освещён в литературе. В то время как уклониться от опасного сближения при помощи добавления дополнительного манёвра не всегда возможно, примером могут служить КА совершающие манёвры встречи. Дело в том, что при выполнении таких манёвров после выдачи первых импульсов следует продолжительный этап «фазирования», на котором нет возможности провести дополнительный маневр уклонения от возможного опасного сближения. Избежать угрозы можно, изменив схему маневрирования. В рамках данной работы авторами была предложена методика изменения четырёхимпульсного манёвра встречи на околокруговых орбитах, при помощи которой без дополнительных энергетических затрат можно избежать столкновения на орбите фазирования. Данный метод может быть применён для обеспечения безопасности динамической операции встречи КА «Союз» или КА «Прогресс» с МКС.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗНАНИЯМИ НАВИГАЦИОННО-БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СОЗДАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ

В.В. Бетанов, С.Г. Назаренко

АО «Российские космические системы»

Создание систем и комплексов навигационно-баллистического обеспечения (НБО), включающих комплексы средств, функционирующих под единым управлением с це-

люю получения в течение заданного времени и с заданной точностью совокупности навигационно-баллистических данных, необходимых для обеспечения выведения, управления и спуска (прекращения активного существования) космических объектов различного целевого назначения, требует применения различного рода компетенций персонала, подразделений, организаций, иногда отрасли в целом. В связи с этим особую актуальность приобретают в настоящее время создание систем управления знаниями (СУЗ) НБО.

Основная программа и задачи системы управления знаниями НБО связаны с решением задач: сохранения и защиты знаний НБО; распространением знаний НБО; созданием новых знаний НБО.

Управление знаниями НБО, как элемент общей системы управления знаниями, включает управление политикой в области качества (нормативной документацией), нормативно-справочной информацией, нормативно-технической документацией, интеллектуальной собственностью и, наконец, управлением базой знаний предметной области НБО.

Этапы сохранения ключевых и критических знаний (ККЗ) космической приборостроительной отрасли в части НБО включают: оценку рисков потери знаний; определение носителей критических и ключевых знаний; их выявление (извлечение); структурирование; формализация, сохранение и передача ККЗ.

Приведены примеры построения отдельных направлений системы управления знаниями НБО, включая баллистическую базу данных и ее составных элементов – начальных условий движения, полиномиальной среды (таблиц узловых значений), измерений текущих навигационных параметров и др. Особое внимание уделено вопросам разработки базы знаний и элементов экспертных систем. Разрабатываемые гибридные экспертные системы строятся на основе хорошо зарекомендовавшей себя парадигме: интеллектуальный интерфейс + база знаний + решатель (модуль вывода) + пакет прикладных программ.

Систему управления знаниями НБО для разработки и создания сложных систем и комплексов космического назначения невозможно создать без команды единомышленников, специалистов по навигационно-баллистическому обеспечению. Инструментарий сообщества специалистов по НБО управления КА имеет свои возможности и особенности, которые обсуждаются в докладе.

Внедрение новейших технологий НБО позволяет с применением СУЗ сократить обслуживающий персонал, снизить квалификацию людей-операторов, повысить надежность и качество расчетов и принимаемых решений.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОТДЕЛЕНИЯ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОРАБЛЕЙ ОТ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ

**А.С. Анфалов,
Н.В. Богомолов,
С.В. Борзых,**

**alexander.anfalov@rsce.ru
nikolay.bogomolov2@rsce.ru
sergey.borzykh@rsce.ru**

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева»

Ключевой проблемой при организации пилотируемых полетов является максимально возможное обеспечение безопасности экипажа на всех этапах миссии. Особую актуальность приобретает эта проблема при отделении пилотируемых кораблей от крупногабаритных орбитальных комплексов в случае возникновения нештатных и аварийных ситуаций, связанных с отказами систем космических объектов, в связи с чем остро актуальной является задача анализа последствий таких отказов.

Предлагается подход, основанный на представлении пилотируемых космических кораблей и элементов конструкции орбитальной станции как системы пространственных структурно-сложных тел, совершающих относительное движение под действием специфических силовых факторов, создаваемых средствами отделения кораблей и их двигателями причаливания и ориентации. Для каждого тела системы записываются уравнения движения центра масс и уравнения пространственного вращения относительно центра масс на основе общих теорем динамики. Записываются кинематические соотношения, позволяющие определить компоненты матриц линейного преобразования систем координат, которые вводятся для описания абсолютного и относительного движения рассматриваемых объектов. Определяются силы и моменты, создаваемые средствами отделения корабля и его двигателями. Система динамических и кинематических уравнений решается совместно, для ее решения разработаны специальные процедуры на базе численных методов, учитывающие специфику исследуемого процесса отделения.

В качестве иллюстрации возможностей разработанной методики рассмотрен случай отделения пилотируемых кораблей «Союз» от Международной космической станции при отказе различных групп двигателей корабля. Исследованы траектории относительного движения кораблей и выполнен анализ безопасности отделения. Выявлены критичные случаи отказов.

Предложенный подход может служить базой для дальнейшего анализа безопасности отделения как в штатных, так и в нештатных ситуациях, вызванных как отказами систем самой МКС, так и воздействием внешних факторов (например, пробоя метеоритом).

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА НА ОСНОВЕ СТРУКТУРНОГО АНАЛИЗА СОСТОЯНИЯ ДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

А.А.Кобзарь,

kobzar.alexant@yandex.ru

А.В.Мухин, А.С.Устинов

4 Государственный центральный межвидовой полигон Министерства обороны Российской Федерации

1. Проблемы определения параметров функционирования баллистического объекта по результатам измерений

- неопределенность исходных данных модели движения баллистического объекта (БО);
- техническая неопределенность;
- неизвестность условий функционирования БО в полете;
- неопределенность параметров атмосферы;
- особенности измерительной информации;
- несовершенство методического аппарата.

2. Метод скользящей области оценок и его возможности:

- теоретические основы метода – совместное использование локально-сплайновой модели оцениваемого параметра и принципа скользящего среднего;
- алгоритм решения;
- возможности и достоинства метода.

3. Применение метода динамических связей при решении задач оценивания состояния динамических систем (ДС):

Секция 13

- теоретические основы метода – исследование всей структуры динамической системы – и элементов ДС, и динамических связей между ними;
- алгоритм решения;
- возможности и достоинства метода.

СХЕМА СБЛИЖЕНИЯ МНОГОРАЗОВОГО ПИЛОТИРУЕМОГО КОРАБЛЯ С ОКОЛОЗЕМНОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИЕЙ ПОСЛЕ ВОЗВРАЩЕНИЯ ОТ ЛУНЫ

**В.В. Медведевских,
Р.Ф. Муртазин,**

**slavacraftt96@gmail.com
rafail.murtazin@rsce.ru**

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева»

В настоящее время космическими агентствами многих стран обсуждается задача расширения программы исследования Луны с помощью пилотируемых полетов. В качестве одного из вариантов расширения рассматривается концепция использования транспортной космической системы (ТКС) «Рывок», включающей в себя многоразовый пилотируемый корабль (МПК), базирующийся на околоземной орбитальной станции (ООС). После возвращения от Луны предполагается его стыковка с ООС. Согласно концепции ТКС «Рывок» после аэроторможения в атмосфере по методу «тормозных эллипсов» МПК переходит на орбиту ООС.

В данной работе представлена схема сближения МПК с ООС с использованием высоты перигея «тормозных эллипсов» в качестве управляющего параметра. Приведено количественное и качественное сравнение предложенного способа с традиционными методами, использующими орбиты фазирования.

РАЗРАБОТКА КОНЦЕПТУАЛЬНЫХ ОСНОВ ПОСТРОЕНИЯ ЭКСПЕРТНОЙ СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАДАЧ ОПЕРАТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ РОССИЙСКИМ СЕГМЕНТОМ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ.

И.А. Рожнов,

irozhnov86@gmail.com

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева»

Пилотируемые полеты и освоение околоземного пространства открыли перед человечеством новые возможности для решения ряда задач, связанных с научными, народнохозяйственными и оборонными направлениями. На современном этапе развития космонавтики, продолжительность полетов неуклонно растет, а создание и эксплуатация долговременных орбитальных станций можно по праву назвать величайшим достижением отечественной космонавтики.

Космический аппарат является сложной технической системой и управление такой системой — нетривиальная задача. Уровень сложности управления обусловлен большим количеством полетных операций, контролируемых параметров и управляющих воздействий. Наиболее сложным объектом с точки зрения управления является орбитальная станция, имеющая в своей основе многомодульную структуру. В настоящее время к такому объекту можно отнести Международную космическую станцию (МКС).

Управление полетом МКС подразумевает реализацию обобщенной технологии, которая состоит из этапов планирования, реализации плана полета, контроля и анализа

результатов, принятия решений по результатам контроля. В ходе последовательного выполнения этих этапов могут наблюдаться аномалии или отклонения от заданных параметров контролируемого состояния объекта управления. Эти аномалии принято называть нештатными или аварийными ситуациями, в зависимости от тяжести их последствий и фактора дефицита времени. Оперативное управление в условиях возникновения таких ситуаций осложняется рядом причин, к которым относятся: большое количество управляющих воздействий и контролируемых параметров; ограниченный резерв времени и динамика протекающих процессов; субъективный фактор и отсутствие единого представления процесса парирования; элемент неопределенности и многокритериальности при анализе полетной ситуации.

Современный уровень развития информационных технологий показывает, что такого класса проблемы можно успешно решать при помощи экспертных систем (ЭС) поддержки принятия решений. В работе предлагается один из подходов к построению такого рода системы.

МЕТОД РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ МАНЕВРОВ ПРИ ОСУЩЕСТВЛЕНИИ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА В ТОЧКУ ЛИБРАЦИИ L2 СИСТЕМЫ СОЛНЦЕ-ЗЕМЛЯ

И.А. Пономарева,

ponomarevaia@tsniimash.ru

Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»

Представленная работа посвящена методу расчета параметров корректирующих маневров на всех этапах полета в окрестность точки либрации. Полет в данную область качественно отличается от движения по околоземным орбитам, и во многом успешность проекта зависит от точности маневрирования на этапе перелета к точке либрации и на этапе удержания вблизи данной точки.

В работе представлены теоретические основы метода и практические результаты его применения в программном алгоритме. Разработанный метод реализован в отдельном модуле специального программного комплекса баллистико-навигационного обеспечения полета космического аппарата «Спектр РГ».

Метод заключается в максимизации времени пребывания в заданной области и основан на квазиньютоновском методе численной оптимизации с простыми ограничениями. В работе рассмотрены характерные особенности метода и приведены результаты расчетов в рамках алгоритма статистического моделирования, учитывающего неточности при формировании орбиты выведения, при определении траектории космического аппарата и при выполнении корректирующих маневров. С помощью статистического моделирования показано, что выбранный метод оптимизации может быть использован для решения задач баллистико-навигационного обеспечения при управлении полетом. В рассмотренном частном случае успешное поддержание орбиты с заданными свойствами на протяжении 2620 суток потребовало проведения 60 маневров и суммарных затрат характеристической скорости порядка 72.964 м/с, в том числе на этапе перелета – 62.801 м/с, на этапе движения по квазипериодической орбите – в среднем порядке 1.421 м/с в год.

В качестве развития данной работы рассматривается совершенствование разработанного алгоритма для проведения максимизации времени пребывания в окрестности точки либрации с одновременной минимизацией суммарных топливных затрат, а также разработка стратегии выбора оптимальных моментов проведения маневров и

переход от импульсной постановки к моделированию продолжительной работы корректирующих двигателей.

ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ МАНИПУЛЯТОРА ERA

Л.А. Савин,

leonid.savin@sfoc.ru

ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва»

Управление полётом Международной космической станции (МКС) в качестве одного из важнейших элементов включает в себя контроль состояния бортовых систем. В ЦУПе комплексная информация о реальном состоянии бортовых систем формируется на основе данных, поступающих от экипажа станции и на основе данных, поступающих в потоках телевизионной и телеметрической информации. При этом для разных бортовых систем объёмы информации, поступающие от каждого из указанных источников, могут существенным образом отличаться. Для робототехнических систем (РТС) МКС актуальными являются все три источника при явном приоритете телеметрической информации. Современные наземные телеметрические средства позволяют с одной стороны дублировать информацию, поступающую на бортовые пульта управления РТС, что позволяет снизить объём радиосообщения с экипажем, с другой стороны, позволяют частично дублировать или заменять собой телевизионную информацию в части оценки пространственного перемещения элементов РТС.

В докладе рассматриваются телеметрические программно-аппаратные средства ЦУП-М, обеспечивающие наземную поддержку функционирования манипулятора ERA. Кратко описана эволюция этих средств за период существования проекта ERA. Обозначены проблемы и вопросы, возникавшие при подготовке и интеграции телеметрических средств ERA, описаны пути решения данных проблем, реализованные к настоящему времени. Указаны оставшиеся открытыми вопросы. Подробно описана принятая на текущий момент схема программно-аппаратных средств ЦУП-М телеметрического обеспечения операций манипулятора ERA. В докладе даётся краткое описание телеметрических средств, обеспечивающих наземную поддержку функционирования РТС Американского сегмента. На основе сравнения с американскими средствами обозначены перспективы развития собственных средств.

В заключении обосновывается утверждение о возможности применения описанных телеметрических программно-аппаратных средств для обеспечения режима дистанционного управления манипулятором ERA с Земли взамен единственного реализованного в настоящее время режима управления с борта МКС. Рассматривается возможность развития данных средств под задачи управления перспективными роботами-манипуляторами отечественной разработки.

АЛГОРИТМ НАХОЖДЕНИЯ ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЁТА МЕЖДУ ДВУМЯ ЭЛЛИПТИЧЕСКИМИ ОРБИТАМИ

Н.В. Островский,

Onv1@yandex.ru

Вятский государственный университет

В докладе представлен алгоритм нахождения перелётной эллиптической орбиты между двумя эллиптическими орбитами. При этом решены три задачи: построения

эллипса по двум радиус-векторам выходящим из одного фокуса, расчёта импульсов скоростей разгона и торможения, расчёта ускорения, необходимого для изменения плоскости орбиты.

Актуальность данной работы связана с тем, что в известных публикациях подобные задачи не рассматриваются или отсутствуют конкретные алгоритмы расчётов.

По двум точкам можно построить бесконечное количество эллипсов. Но основные параметры этих эллипсов (a , b , c , e) являются взаимосвязанными.

Движение по эллиптической орбите можно рассматривать как суперпозицию кругового и радиального движений. Круговое движение характеризуется постоянством момента количества движения (углового момента). Радиальное движение определяется величиной радиального ускорения, равного векторной сумме ускорений силы тяжести и центробежного.

Для эллиптической орбиты существуют две точки, в которых величина радиального ускорения равна нулю. В этих точках угол между радиус-вектором точки и большой осью эллипса равен 90° , а длина радиус-вектора равна величине фокального параметра эллипса. Найти величину круговой скорости в этих точках мы можем воспользоваться известным уравнением для круговой орбиты.

При вычислении импульсов скоростей разгона и торможения мы должны учитывать не только разницу в круговых скоростях космического аппарата и небесного тела на своих орбитах, но и разницу в скоростях радиальных. Это накладывает ограничения на выбор эллипса для перелётной орбиты, поскольку, чем больше эксцентриситет эллипса, тем больше диапазон изменения радиальной скорости.

Орбиты различных небесных тел лежат в разных плоскостях. И даже если наклонение орбиты к плоскости эклиптики невелико, линейное расстояние с учётом величины радиуса орбиты может достигать нескольких миллионов километров. Изменение плоскости орбиты сопровождается изменением пространственного положения векторов скорости и углового момента при сохранении их абсолютных значений. Величина ускорения, необходимого для данного манёвра, обратно пропорциональна заданному для его выполнения интервалу времени.

ЧИСЛЕННО-АНАЛИТИЧЕСКОЕ ПОСТРОЕНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ПЕРИОДИЧЕСКИХ ДВИЖЕНИЙ СИММЕТРИЧНОГО СПУТНИКА

**Е.А. Сухов,
Б.С. Бардин,**

**sukhov.george@gmail.com
bsbardin@yandex.ru**

МАИ, г. Москва

Рассматривается движение спутника – динамически симметричного твердого тела относительно центра масс на круговой орбите. Частным случаем такого движения является, так называемая гиперболоидальная прецессия спутника. В настоящей работе решается задача о построении и исследовании орбитальной устойчивости периодических движений спутника, рождающихся из его гиперболоидальной прецессии. В задаче имеется три параметра: полная механическая энергия, инерционный и кинематический параметры. При малых отклонениях энергии системы от ее значения на гиперболоидальной прецессии периодические движения были построены в приближенно-аналитической форме. С этой целью методом Биркгофа была построена замена переменных, нормализующая гамильтониан исходной задачи до членов 4-й степени. При произвольных значениях параметров применялся разработанный А. Г.

Сокольским алгоритм численного продолжения по параметру семейства периодических решений гамильтоновых систем. При этом периодические движения спутника, найденные аналитически, использовались в качестве опорных для начала расчета по указанному алгоритму. В линейном приближении было выполнено исследование задачи об орбитальной устойчивости построенных периодических движений.

Численное построение периодических движений спутника и линейный анализ их орбитальной устойчивости выполнялся при помощи специально разработанного для этой цели программного комплекса. Это позволило решить указанную задачу для всех возможных значений параметров.

Исследование выполнено в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете) за счет гранта Российского научного фонда (проект №14-21-00068).

АНАЛИЗ ОШИБОК НАВЕДЕНИЯ МЕЖПЛАНЕТНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

С.В. Сухова,

s.sukhova90@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Выбор оптимальной траектории полета межпланетного космического аппарата включает в себя оценку множества приблизительных траекторий на соответствие различным критериям и отсеивание траекторий, критериям не соответствующих. Одним из таких критериев является ограничение максимальной величины затрат импульса на выполнение корректирующих маневров. Для оценки величины необходимых корректировок траектории требуется выполнить анализ ошибок наведения, возникающих в результате неточности выведения космического аппарата на отлетную гиперболическую орбиту.

В докладе рассматривается приближенный анализ ошибок наведения при помощи метода Монте-Карло и матрицы изменения состояния, связывающей отклонения вектора состояния аппарата от номинального значения в различные моменты времени. Матрица изменения состояния вычисляется один раз для номинальных параметров исследуемой траектории. Алгоритм включает в себя генерацию случайных значений исходного вектора состояния и определение ошибки вектора состояния космического аппарата на момент прибытия при помощи вышеупомянутой матрицы.

Данный алгоритм требует относительно невысоких затрат машинного времени и может быть адаптирован для учета различных факторов, влияющих на ошибки наведения межпланетных космических аппаратов (неточность выполнения корректирующих маневров, ошибка определения координат планет, воздействие на траекторию тел Солнечной системы и др.).

ПРИНЦИП ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО АНАЛИЗА ДЛЯ КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

С.В. Соловьев, К.И. Хаиров

ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королева
МГТУ им Н.Э. Баумана

В современном мире космические аппараты (КА) выполняют важную и ответственную роль. С помощью них решаются многие функциональные задачи в интересах жизнедеятельности людей. Посредством этого, КА вовлечены во многие технологические процессы, происходящие на земле. Выход из строя или незапланированное снижение функциональных возможностей КА способны повлечь за собой тяжелые последствия для наземной инфраструктуры, которая зависима от данных получаемых с данного КА.

В результате при эксплуатации современных нынешних КА остро стоит вопрос не только о безопасной и надежной работы КА. Не менее важно иметь достоверные сведения о возможности функционирования в длительной перспективе. Это приводит к необходимости решать задачи прогнозирования работоспособности, оценке деградации характеристик и определения тенденций в состоянии КА с целью выявления отклонений в работе на ранних стадиях.

Одним из способов решения задач прогнозирования является интеллектуальный анализ данных. Основной целью данного анализа является поиск скрытых и неочевидных закономерностей в больших объемах данных, которые могут быть получены из различных источников. Поэтому собственно сам анализ в подобных технологиях, начинается после проведения работ по сбору и подготовке информации.

В статье рассматривается принцип интеллектуального анализа для автоматизированного прогнозирования состояния КА, на гипотетическом примере. Основная цель данного примера пояснить математический аппарат, положенный в основу метода, который представляет собой кластерный анализ данных.

МЕЖОРБИТАЛЬНАЯ ТРАНСПОРТНАЯ СИСТЕМА С ЛУНЫМ ЭКСПЕДИЦИОННЫМ КОМПЛЕКСОМ, СОБИРАЕМЫМ НА НИЗКОЙ ОКОЛОЗЕМНОЙ ОРБИТЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РН ТЯЖЕЛОГО КЛАССА.

А.Д. Бычков,

abychkov@ro.ru

Московский Государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

В настоящее время ведётся разработка космического корабля ПТК, готовится пилотируемый пуск в 2023 году. Данный корабль предназначен для полётов к Луне. Корабль может быть доставлен к Луне с помощью РН сверхтяжелого класса (РН СТК). Однако её создание отсутствует в Федеральной космической программе до 2025 и возможно только в рамках ФКП 2035 (при условии достаточного финансирования). С учётом строительства стартового комплекса и проведения лётных испытаний с сертификацией ракеты для пилотируемых пусков, от первого пилотируемого полёта лунного корабля до его запуска к Луне на РН СТК пройдёт не менее 10-12 лет. Кроме того, перспективы коммерческого использования РН СТК в настоящее время неизвестны, что снижает вероятность её создания.

Рассматривается также шестипусковая схема с использованием РН «Ангара-А5В» и отдельной доставкой ПТК и посадочных кораблей на орбиту искусственного спутника Луны. Данная схема обладает очень низкой надёжностью. Доставка ПТК требуемой массы не обеспечивается (имеется дефицит массы). Если грузоподъёмность РН «Ангара-А5В» снизится на последующих этапах её разработки, дефицит массы возрастет. Эти и другие недостатки делают схему с отдельной доставкой ПТК и посадочных кораблей практически нереализуемой.

Необходим альтернативный путь осуществления пилотируемых экспедиций на поверхность Луны с использованием существующих и разрабатываемых РН («Ангара-А5», «Ангара-А5В») и возможностью поэтапного перехода от РН тяжелого класса к РН СТК. Таким путём является сборка Лунного экспедиционного комплекса на низкой околоземной орбите. ЛЭК собирается в составе орбитальной станции, либо с использованием специального КА. Длительное хранение жидкого кислорода обеспечивается газовой криогенной машиной. Длительное хранение жидкого водорода не требуется – весь водород выводится последним пуском. Обеспечивается доставка к Луне ПТК массой 20 т и взлётно-посадочного корабля массой 34 т.

МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ УСТОЙЧИВЫХ ОКОЛОКРУГОВЫХ СОЛНЕЧНО-СИНХРОННЫХ ОРБИТ ПРИ ДЛИТЕЛЬНЫХ СРОКАХ СУЩЕСТВОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Д.Ю. Виноградов¹, Е.А. Давыдов²

gradient93@mail.ru

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана

²НИЦ (г. Королёв) ЦНИИ Войск ВКО Минобороны России

В настоящее время в сфере создания перспективных космических систем дистанционного зондирования Земли наблюдается тенденция увеличения сроков их активного существования до 7-10 и более лет. Если космический аппарат (КА) оснащен аппаратурой видеонаблюдения поверхности Земли, то он, как правило, размещается на солнечно-синхронной орбите (ССО). Если требуемые условия освещенности подспутниковой территории не обеспечиваются, то использование КА по целевому назначению оказывается невозможным. Поэтому одним из важнейших требований нормального функционирования космических систем на ССО является обеспечение стабильности солнечной освещенности трассы полета в течение длительного срока существования.

Под устойчивой ССО понимается орбита, для которой в течение заданного срока активного существования КА обеспечивается:

- нахождение местного среднего солнечного времени (МССВ) в восходящем (нисходящем) узле орбиты в заданном диапазоне;
- стабильность освещенности трассы полета КА при возможно большей высоте Солнца над местным горизонтом в точке съемке;
- геометрическая устойчивость орбиты, характеризуемая постоянством во времени профиля высоты ССО относительно общеземного эллипсоида и минимальным изменением экстремальных высот на витках полета.

Проведенный анализ влияния возмущающих факторов на эволюцию параметров ССО показал, что при условии поддержания средней высоты ССО нарушение условия солнечной синхронности орбиты происходит в основном из-за векового ухода наклона плоскости, обусловленного действием на КА силы гравитационного притяжения со стороны Солнца. Величина векового ухода наклона зависит от заданного начального значения МССВ в узле ССО, а также от срока существования КА.

С целью увеличения времени функционирования КА на ССО в заданных условиях освещенности в разработанной методике предложен рациональный способ поддержания солнечной синхронности орбиты, обеспечивающий в течение заданного срока существования КА требуемые условия освещенности трассы полета без коррекции наклона плоскости.

ИССЛЕДОВАНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО ТРЕХИМПУЛЬСНОГО ПЕРЕХОДА НА ВЫСОКУЮ ОРБИТУ ИСЛ

Е.С. Гордиенко^{1,3}, В.В. Ивашкин^{2,3},

gordienko.evgenyy@gmail.com

¹НПО им. С.А. Лавочкина,

²ИПМ им. Келдыша РАН,

³МГТУ им. Н.Э. Баумана)

Исследована задача оптимального выведения космического аппарата от Земли на высокую круговую полярную орбиту Искусственного Спутника Луны (ИСЛ) радиусом в 6 тыс. км при использовании трехимпульсной биэллиптической схемы, т.н. «Штернфельдовского» перехода. Анализ выполнен с учетом возмущений от нецентральной поля Луны, гравитационных полей Земли и Солнца, а также конечности тяги двигателя. Оптимальная траектория определяется варьированием как параметров импульсов, так и точек их приложения. Показано, что трехимпульсный переход с начальной селеноцентрической гиперболы подлета к Луне на конечную высокую орбиту ИСЛ заметно лучше по конечной массе, чем обычное одноимпульсное торможение. Выявлено, что, в отличие от кеплеровского случая, учет реального гравитационного поля приводит к появлению оптимального расстояния r_α в апоселении переходной орбиты. Анализ выполнен в два этапа. На первом – в идеальном импульсном случае, рассматриваются два варианта ориентации импульса: сначала она задается в оскулирующей плоскости углами «тангажа» γ или «атаки» α ; затем, добавляется угол выхода из плоскости, угол «рыскания» ψ . Показано, что с увеличением максимального расстояния r_α оптимальные моменты приложения импульсов смещаются из апсидальных точек орбит. При этом второй, промежуточный импульс не направлен по вектору текущей скорости, угол «атаки» заметно отличается от нуля. В первом, «плоском» варианте ориентации импульса получаются характеристики, близкие к идеальному импульсному случаю без варьирования точек приложения, во втором, «пространственном» – конечная масса КА несколько увеличивается. На втором этапе добавлен учет конечности тяги. Получаются результаты, близкие к импульсному случаю.

ПОСТРОЕНИЕ НАНОСПУТНИКОВЫХ ГРУППИРОВОК С ПОМОЩЬЮ СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА

В.Г. Мельникова,
С.М. Тененбаум,

vg-melnikova@yandex.ru,
ivankovo@list.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Одним из наиболее актуальных направлений развития наноспутниковых технологий является создание и поддержание полноценных группировок.

Особенностью кластерных запусков является одновременный (или почти одновременный) запуск всех аппаратов с одного аппарата-носителя (обычно это разгонный блок).

В этом случае после запуска наноспутники образуют некоторое «пятно» (облако, рой), которое не имеет какой-либо структуры и с поверхности Земли напоминает материальную точку.

Для разведения аппаратов по орбите необходимо управлять движением центра масс каждого наноспутника. В настоящее время уже существуют такие двигательные установки, как ClydeSpace Pulsed Plasma Thruster [1] или Micro-space micropro-pulsion system [2], однако их стоимость достаточно велика.

С целью снижения затрат на создание наноспутников, предлагается применять для построения группировок на низких околоземных орбитах модуль «Одуванчик» с двухлопастным роторным солнечным парусом. Данный парус так же используется в проекте «Парус-МГТУ» [3].

В работе представлены результаты баллистических исследований задачи построения группировки наноспутников с использованием солнечного паруса. Разработан оригинальный алгоритм развертывания группировки и алгоритм решения задачи выбора его оптимальных параметров, основанный на открытии и закрытии паруса в определенные моменты времени.

Проведён большой объём расчётов, по результатам которых подтверждена техническая реализуемость такой концепции и определены основные характеристики: зависимости времени построения группировки от высоты начальной орбиты, числа наноспутников в группировке и площади солнечного паруса.

Отдельно рассмотрены случаи с управлением ориентацией солнечного паруса и без управления ориентацией. Определён эффект, в виде сокращения времени построения группировки, в зависимости от проектных параметров.

Результаты исследований положены в основу проекта по созданию демонстратора технологии построения группировок наноспутников с использованием солнечного паруса.

Список литературы

1. Проект ClydeSpace Pulsed Plasma Thruster: сайт. Режим доступа: <https://www.clyde.space/> (дата обращения: 14.10.2016).
2. Проект Micro-space micropro-pulsion system: сайт. Режим доступа: <http://micro-space.org/power.html> (дата обращения: 14.10.2016).
3. Rachkin D., Tenenbaum S., Dmitriev A., Nerovny N. 2-blades deploying by centrifugal force solar sail experiment. Proceedings of 62nd International Astronautical Congress, Cape Town, 2011, pp. 9128-9142.

СОЗДАНИЕ МАЛОГАБАРИТНЫХ БОРТОВЫХ ПРЕЦИЗИОННЫХ АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫХ ХРАНИТЕЛЕЙ ВРЕМЕНИ И ЧАСТОТЫ (БХВЧ) НА ОСНОВЕ СТРУКТУРНОГО АНАЛИЗА.

**С.Д. Петров¹,
И.В. Чекунов²,**

**petr0v@mail.ru
onip4@mail.ru**

¹Кафедра астрономии Санкт-Петербургского университета

²ФГУП «ЦЭНКИ» Чекунов Илья Владимирович

В связи с отсутствием в СРНС ГЛОНАСС штатной структуры радиоэлектронной защиты, в отличие от СРНС GPS, имеющей штатные системы «Select available» и «Antispoofing»,

обеспечение летательных аппаратов собственной прецизионной шкалой хранения времени является актуальной задачей для обеспечения достоверности принимаемых навигационных сигналов и обеспечения «горячего старта» навигационной аппаратуры потребителя.

Особенность аппаратного построения бортового хранителя времени и частоты заключается во включении в свой состав компьютера, который синтезирует рабочую шкалу времени в соответствии с алгоритмами программного обеспечения из опорной частоты, формируемой высокостабильным генератором.

Для создания программно-алгоритмического обеспечения используется математическая модель шкалы времени, состоящая из композиции идеальной шкалы времени и детерминированных, случайных погрешностей хода.

В отличие от полиномиальных моделей компенсации детерминированных погрешностей, которые применяются при формировании шкал времени систем навигации ГЛОНАСС и GPS, в нашем случае применяется стохастическая рекуррентная модель, компенсирующая в комплексе детерминированные и случайные погрешности. Случайные погрешности являются результатом воздействия белого шума, фликкер-шума и шума случайного блуждания. Компенсация случайных погрешностей является сложной проблемой из-за нестационарности случайных шумовых процессов.

Для компенсации погрешностей при решении задач частотно-временного обеспечения построена динамическая модель оптимальной фильтрации Стратоновича нестационарных случайных процессов структурными функциями глубиной до третьего приращения стационарности. Развитие аппарата структурных функций дает возможности решения широкого спектра задач высокостабильного частотно-временного обеспечения, таких как:

1. описание актуальности повышения точности частотно-временного обеспечения;
2. определение состава и функций аппаратных средств БХВЧ;
3. синтез моделей шкал времени;
4. разработка методов компенсации детерминированных и случайных погрешностей с применением структурных функций.

ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОГБ САС В НЕШТАТНЫХ СЛУЧАЯХ С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММЫ FLOWVISION

М.И. Анিকেва,

anykeeva_emina@mail.ru

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева»

В работе исследуются аэродинамические характеристики (АДХ) отделяемого головного блока (ОГБ) с работающими двигательными установками (ДУ) системы аварийного спасения (САС) пилотируемого корабля в процессе отделения от аварийной ракеты-носителя (РН). В результате численного моделирования выявлены некоторые особенности течения около ОГБ и РН - несимметричность, образование скачков уплотнения в зоне между разделяющимися телами и др., показано влияние струй САС на разделяющихся частях.

Актуальность темы определяется необходимостью получения исходных данных по аэродинамическим характеристикам (АДХ) ОГБ с работающими ДУ для исследования динамики его отделения от аварийной РН.

Численное (компьютерное) моделирование течения осуществляется с использованием ПК «Flow Vision», который хорошо зарекомендовал себя при исследованиях АДХ

ОГБ с работающими и неработающими ДУ в автономном движении. Были получены и проанализированы результаты влияния струй ДУ в процессе отделения тел.

РАСЧЕТ ДЕГРАДАЦИИ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО МЕЖОРБИТАЛЬНОГО БУКСИРА ОТ ИОНИЗИРУЮЩЕГО ИЗЛУЧЕНИЯ РАДИАЦИОННЫХ ПОЯСОВ ЗЕМЛИ

М.Р. Ахмедов,

m.r.akhmedov@mail.ru

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева»

Выполнен расчет деградации фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) электро-ракетного межорбитального буксира (ЭМБ) от ионизирующего излучения радиационных поясов Земли (РПЗ) при удалении буксира от планеты. Дана постановка задачи в целом и ее частей, предложена методика расчета, выведены необходимые формулы, разработаны алгоритм решения и расчетная программа для компьютера. Отмечены проблемные места, снижающие точность расчета. Предложены подходы, повышающие методическую точность и сокращающие длительность расчета. Даны рекомендации по снижению деградации ФЭП.

Решение задачи включает расчет траектории буксира, вычисление количества поглощенного излучения и расчет снижения характеристик ФЭП. Траектория в плоскости движения определяется численно в полярных координатах на основе системы дифференциальных уравнений (ДУ) с полярным углом в качестве независимой переменной. Система дополняется соотношениями для нахождения пространственных координат ЭМБ и ДУ для подсчета количества поглощенного излучения. Для определения интенсивности излучения РПЗ разработана программная функция чтения и интерполяции табличных данных модели поясов. Расчеты количества поглощенного излучения и деградации ФЭП объединены путем введения величины скорости роста флюенса, учитывающей спектральный состав излучения и зависимость деградации ФЭП от типа и энергии частиц.

Основные результаты исследования и выводы:

1. Однократный перелет ЭМБ с низкой околоземной орбиты на высокую при отсутствии необходимых мер защиты сопровождается значительным снижением производительности ФЭП (на десятки процентов).
2. Возможные пути решения проблемы: защитное покрытие лицевой стороны и экранирование обратной стороны ФЭП (в том числе применение зеркальных концентраторов), повышение тягового ускорения ЭМБ и выбор траектории с наименьшим временем пребывания буксира в РПЗ.
3. Методику расчета целесообразно доработать, обеспечив учет защитного покрытия и экранирования ФЭП, а также управления вектором тяги для полета по траектории с минимальным воздействием РПЗ.

ИНТЕРПРЕТАТОР БКУ РС МКС

А.Н. Брега, А.В. Кормилицын, Т.В. Кутоманова
 avkrm1974@yandex.ru

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева»

Необходимость создания программы была продиктована отсутствием упрощенной математической модели БКУ РС МКС, позволяющей осуществлять ежедневную проверку МЦИ перед их вводом на борт РС МКС.

Назначение программы «Интерпретатор БКУ РС МКС» - проверка МЦИ, сформированных специалистами ГКПУ, на соответствие ДПП.

В настоящее время «Интерпретатор БКУ РС МКС» моделирует исполнение директив КРЛ (ЦВМ, ТВМ, МИМ1-А, МИМ2-А), СПП (ЦВМ, МИМ1-А, МИМ2-А), РСС, ВУ, декодирует директивы ПН.

«Интерпретатор БКУ РС МКС» с 2006г используется в штатной работе.

В период 2015-2016 гг были произведены следующие доработки:

- автоматизирован ввод ИД в программу посредством специального текстового файла - сценария;
- модернизирован интерфейс пользователя;
- обеспечена возможность одновременной работы с нескольких ПК с использованием ЛВС;
- программа приведена в соответствие лётной версии бортового ПО.

Основные результаты работы «Интерпретатора БКУ РС МКС»:

- ежедневно используется в работе в группе КПУ для предварительной отработки суточных программ;
- использовался вместо НКО при невозможности его задействования по техническим причинам;
- позволяет выявлять ошибки оператора при формировании МЦИ на этапе предварительной проверки;
- позволяет выявлять ошибки в ИД разработчиков БКУ РС МКС;
- позволяет ускорить процесс составления тестовых примеров при выдаче требований на доработку СМО КПУ РС МКС в ЦУП ЦНИИмаш.

Перспективами развития Интерпретатора являются:

- обеспечение работы с макрорежимами внутри сценария.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЭФФЕКТА ПРОПЕЛЛИРОВАНИЯ НА УГЛОВОЕ ДВИЖЕНИЕ НАНОСПУТНИКА СТАНДАРТА CUBESAT

Д.Н. Нуржанов, daniyar_306@mail.ru

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

При движении по орбите на спутник с большими лопастями солнечных батарей, расположенных по отношению к осям спутника кососимметрично, набегают поток разреженной среды. Этот поток, попадая на лопасти батарей, раскручивает спутник, вызывая так называемый эффект пропеллирования. Данный эффект исследован в работе Белецкого В.В. и Яншина А.М. [1], но применительно к тяжелым спутникам серии «Протон». Получены аналитические решения дифференциальных уравнений, которые

описывают изменение вектора кинетического момента относительно перигейной системы координат.

В данной работе исследуется возможность проявления эффекта пропеллирования на наноспутниках, имеющих кососимметричные панели солнечных батарей.

Исследование проводилось на наноспутнике стандарта CubeSat со следующими характеристиками: наноспутник является динамически симметричным с массой 5,5 кг, размерами $0,1 \times 0,1 \times 0,3$ м, продольным моментом инерции $J_x = 0,01$ кг·м² и поперечным моментом инерции $J_y = 0,0664$ кг·м². Приняты следующие допущения: не учитывалось действие аэродинамического восстанавливающего и гравитационного моментов; ось каждой солнечной батареи проходит через центр масс наноспутника; схема взаимодействия частиц с наноспутником является диффузно-зеркальной.

В результате выявлен эффект пропеллирования на наноспутниках, имеющих кососимметричные панели солнечных батарей, получено аналитическое решение для угла собственного вращения.

Список использованной литературы

1. Белецкий В.В., Яншин А.М. Влияние аэродинамических сил на вращательное движение искусственных спутников. — М.: Наука, 1984.—187с.

ВЫВЕДЕНИЕ ГРУППИРОВКИ МИКРОСПУТНИКОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОМЕЖУТОЧНОЙ ОРБИТЫ С СИНХРОННОЙ ПРЕЦЕССИЕЙ

С.Ю. Улыбышев,

wardoc5@rambler.ru

ФГУП Центральный научно-исследовательский институт химии и механики им. Д.И.Менделеева

Использование микрокосмических аппаратов (МКА) для научных и прикладных исследований из космоса, в настоящее время, все более активно внедряется в практику. Небольшие размеры МКА и относительно короткие сроки его проектирования и производства являются очевидными преимуществами по сравнению с более крупными КА. Для запуска на орбиту одиночных МКА обычной практикой стало попутное выведение с более крупными спутниками в окрестность их рабочей орбиты. Для запуска сегмента спутниковой системы (СС) из нескольких МКА, планируемых для размещения в одной орбитальной плоскости с некоторым фазовым сдвигом или кластера из близко расположенных аппаратов, возможно, использовать ракеты-носители (РН) легкого класса типа «Союз-2.1в» совместно с блоком выведения (БВ) «Волга».

В докладе представлен сравнительный анализ по массовым, энергетическим и временным показателям, вариантов развертывания сегмента из нескольких МКА в одну орбитальную плоскость при традиционном способе выведения аппаратов непосредственно на рабочую орбиту с последующим разведением их вдоль орбиты и при использовании предлагаемой схемы с применением промежуточной орбиты. При этом в качестве промежуточной, рассматривается орбита с синхронной прецессией (ОСП) инерциальной долготы восходящего узла по отношению к рабочей орбите для сегмента МКА. Применение указанной ОСП позволяет рассматривать ее и в качестве орбиты дежурства резервного МКА, который в последствие может быть использован для замены вышедшего из строя аппарата на рабочей орбите. Синхронность прецессии рабочей и промежуточной орбит позволит длительное время сохранять их взаимное положение в пространстве.

МЕТОДИКА ОРБИТАЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОПЕРАТИВНОГО ГЛОБАЛЬНОГО МОНИТОРИНГА

С.Ю. Улыбышев, А.А. Лысенко

wardoc5@rambler.ru

ФГУП Центральный научно-исследовательский институт химии и механики
им. Д.И.Менделеева

В современном мире, задача оперативного получения информации о любой точке на поверхности Земли становится все более актуальной. Существующие спутниковые системы (СС) периодического обзора не всегда позволяют одновременно обеспечить глобальность обзора и оперативность получения информации и, зачастую, требуют большого количества космических аппаратов (КА) в составе орбитальных группировок. В связи с этим возникает необходимость в создании методов проектирования спутниковых систем оперативного глобального мониторинга (ОГМ), которые обеспечат минимальное число КА и максимальную оперативность наблюдения любой точки на поверхности планеты.

В данной работе рассмотрены варианты построения СС, базовым сегментом которых является КА с параметрами определенными по методике, изложенной в работах [1,2]. Орбитальная группировка формируется за счет разнесения КА по инерциальной долготе восходящего узла (ДВУ) и аргумента широты. Таким образом, для уменьшения времени перерыва наблюдения любой точки на поверхности Земли необходимо определить оптимальные значения углов ДВУ и аргумента широты КА. Также в работе проводится проверка гипотезы о возможности аналитического определения оптимальной ДВУ при проектировании систем ОГМ.

1. Лысенко А.А, Улыбышев С.Ю. Выбор параметров орбиты космического аппарата для оперативного глобального мониторинга поверхности Земли // Космонавтика и ракетостроение. 2016. № 5(90). С. 45-56.
2. Улыбышев С.Ю. Применение солнечно-синхронных орбит для космического аппарата оперативного глобального мониторинга // Космические исследования. 2016. Т. 54. № 6. С. 486-492.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ НАСТРОЕК В ГОЛОВНОЙ ЧАСТИ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ НА ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

С.В. Пресняков,
Н.А. Голов,
В.А. Усачев,
А.Д. Грамаков,
В.В. Корянов,

flame07@yandex.ru
golov@bmstu.ru
usachev_va@mail.ru
don.grama@gmail.com
vkoryanov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Решается задача синтеза оптимальных параметров активного участка траектории модельной баллистической ракеты при специфических требованиях к параметрам пассивного участка траектории, включая высоту начала пассивного участка, начальную скорость и угол наклона, с целью достижения максимальной дальности полета.

При исследовании активного участка полета с помощью численных методов учитывается воздействие атмосферы в виде силы аэродинамического сопротивления.

Для оценки возможности снижения силы аэродинамического сопротивления производится численное моделирование обтекания ракеты с аэродинамическими настройками в виде диска и иглы с расчетом коэффициента лобового сопротивления.

На основе полученных значений коэффициента лобового сопротивления проводится корректировка траектории полета на активном и пассивном участках с целью максимизации дальности полета.

По полученным результатам делаются выводы о том, при каких изначально требуемых дальностях полета установка аэродинамических настроек вызывает ощутимые приращения дальности.

ТОЧНАЯ БОРТОВАЯ ГЕОГРАФИЧЕСКАЯ ПРИВЯЗКА ЛИНИИ ВИЗИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ ЗЕМЛИ СРЕДСТВАМИ МУЛЬТИКОМПЬЮТЕРНОЙ ПЛАТФОРМЫ GA144

**А.Д. Грамаков,
В.В. Корянов,
С.В. Пресняков**

**don.grama@gmail.com
vkoryanov@bmstu.ru**

МГТУ м. Н.Э.Баумана

Рассматривается задача разработки маневрирующего малого космического аппарата (КА) оптикоэлектронного наблюдения. Космический аппарат, функционирующий на орбите порядка 250 км, способен перестраиваться на более низкую орбиту высотой 130 км для повышения детальности снимков. Базовые характеристики и функции разрабатываемого аппарата:

- сухая масса аппарата 65 кг;
- масса рабочего тела 30 кг;
- масса полезной нагрузки 35 кг;
- общая масса не более 130 кг;
- запас характеристической скорости не менее 8000 м/с;
- гарантийный срок активного существования на низкой орбите не менее 3 лет;
- панхроматическая съемка с высоким разрешением 0,5 м (предельное разрешение 0,4 м);
- мультиспектральная съемка (не менее 3 полос) с высоким разрешением 1,2 м.

В рамках поставленной задачи предложены технические решения, обеспечивающие высокую скорость бортовой обработки регистрируемых данных (геометрическая коррекция, фильтрация, классификация изображения и проч.). Предполагается, что бортовая обработка позволит повысить темп поставки информации на наземный пункт за счет улучшения семантики полученных обработанных данных и снизить требования к пропускной способности канала передачи данных.

Одной из частных задач является географическая привязка регистрируемых изображений в реальном времени, существенно влияющая на выбор высокоэффективных вычислительных средств. Предлагается решать задачу с использованием мультимедийной системы на кристалле GA144 производства компании GreenArrays. Она представляет собой энергоэффективную сеть 144 микрокомпьютеров, реализованных в форме одной микросхемы.

В работе рассмотрены методы и алгоритмы расчета параметров ориентации и позиционирования КА, позволяющие осуществить географическую привязку изображе-

ний, а также особенности, возможности и вопросы реализации алгоритмов средствами GA144.

КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ОРБИТАЛЬНОГО СЕГМЕНТА КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

**А.Г. Топорков¹,
В.В. Корянов¹,
Д.Н. Серегин¹,
Р.К. Оджаев²**

**toporkov.90@mail.ru
vkoryanov@bmstu.ru**

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана,

²МГУ им. М.В. Ломоносова

В данной работе рассмотрена концепция создания программно-алгоритмического комплекса (ПАК) и его основных составляющих элементов, который позволяет более детально изучить и углубленно рассмотреть влияние отдельных возмущающих факторов на орбитальное движение космических аппаратов (КА).

В рассматриваемом программном комплексе реализованы следующие внешние факторы, воздействующие на космический аппарат: влияние атмосферы (ГОСТ Р 25645.166-2004 или ГОСТ 25645.115-84); влияние гравитационного поля Земли (возможность использования ультравысокостепенной глобальной гравитационной модели EGM-96 или EGM-2008); гравитационное действие Солнца, планет Солнечной Системы и Луны (используются эфемериды EPM или DE/LE); давление солнечного света; параметры вращения Земли; сила, обусловленная эффектом альbedo, а также влияние релятивистских эффектов.

Помимо этого, реализован алгоритм расчета зон радиовидимости КА. При расчете на каждом витке орбиты для каждого измерительного пункта рассчитывается время входа КА в зону прямой радиовидимости и выхода из нее, а также суммарное время пребывания его в этой зоне, время достижения КА минимального расстояния от станции слежения до КА и угол места.

ПАК предназначен для изучения орбитального движения КА, начиная с низкоорбитальных и заканчивая навигационными и геостационарными КА.

Создание такого программно-алгоритмического средства моделирования, безусловно, необходимо для совершенствования процесса обучения и повышения квалификации разработчиков и пользователей потребительских систем координатно-временного и навигационного обеспечения.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ МОДЕЛЕЙ ВРАЩАЮЩИХСЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А.А. Мичкин,

michkin_a@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Современные летательные аппараты (ЛА) помимо поступательного движения могут совершать вращение относительно продольной оси симметрии. В этом случае возникает эффект Магнуса. Наличие в облике летательного аппарата излома образующей,

может приводить к образованию на поверхности отрывного течения, что значительно изменяет величину боковой силы.

Исследования влияния вращения ЛА на его интегральные аэродинамические характеристики при дозвуковых скоростях и отрывном их обтекании представляют собой сложную задачу.

Для проведения физических экспериментов в лаборатории кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана была создана установка обеспечивающая вращение в широком диапазоне угловых скоростей, принципиальное отличие которой от применявшихся в других организациях, заключается в использовании электродвигателя постоянного тока, расположенного внутри самой модели. Отработана методика проведения измерений и проведена верификация.

Измерительное оборудование, использованное в эксперименте, состоит из шестикомпонентных тензометрических весов, усилителя МГС, производства фирмы `HBM, Германия, класса 0.03% с полосой пропускания от 0 до 19200 Гц, аппаратуры аналогово-цифрового преобразования класса 0.1% и строботачометра.

Погрешность определения боковой силы не превышала 1%

Проведение численного эксперимента осуществляется на вычислительном кластере «Ломоносов». Математическая модель в RANS постановке, была построена в среде свободно распространяемого пакета OpenFOAM.

Результаты измерения интегральных значений боковой силы на вращающемся ЛА полученные входе численного и физического моделирования согласуются с приемлемой для инженерных целей точностью.

ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ СТРУЙ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ПРИБОРНО-АГРЕГАТНЫЙ ОТСЕК ПРИ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКЕ АВАРИЙНОЙ СИТУАЦИИ НА СТАРТЕ

М.С. Антипова,

mayachka_antipova@gmail.com

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева»

Отделяемый головной блок (ОГБ) системы аварийного спасения (САС) в процессе полёта на участке выведения подвергается аэродинамическому воздействию, а в случае возникновения аварийной ситуации дополнительному воздействию от струй центрального реактивного двигателя (ЦРД) САС, осуществляющего отделение и увод корабля с экипажем от аварийной ракеты-носителя на безопасное расстояние. Целью исследования является определение распределения давления по поверхности ОГБ САС, ПАО и стартовой площадке для оценки допустимости силового и загрязняющего воздействий с точки зрения последующего использования ПАО. Исследование проводилось с использованием средств математического моделирования.

В качестве объекта исследования выбрана упрощенная модель ОГБ САС. В расчетах варьировалось расстояние l при отделении ОГБ САС от ПАО. Положение ПАО оставалось неизменным.

Анализируя данные, полученные в процессе исследования газодинамических воздействий струй реактивного двигателя корабля «Союз» САС на ОГБ и ПАО в ходе наземных испытаний, выявлено:

1. Преимущественно нестационарный характер течения в расчётных случаях при отделении ОГБ от ПАО на расстояния $l = 3$ и $4,5$ м, что оказывает влияние на распределение давления по поверхности ПАО;
2. Максимальное положительное избыточное давление, обусловленное возвратными токами из зоны взаимодействия струй, не превышает ~ 7000 Па, а разрежение в верхней части ПАО, обусловленное эжекцией струй и течением у верхнего торца, составляет ~ 1500 Па.
3. Наличие возвратных течений, вызванных взаимодействием струй ЦРД ОГБ САС с поверхностью в зоне испытаний, что может приводить к загрязнению ПАО частицами вещества прилегающей поверхности.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТОНКИХ КОНИЧЕСКИХ ОБОЛОЧЕК

**А.Ю. Луценко,
М.А. Фомин,
Д.К. Назарова,**

aulutsenko@mail.ru

dknazarova@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Большое количество элементов конструкций космических транспортных систем (КТС) состоит из цилиндрических, конических и сферических элементов, часть которых представляет собой отделяемые в процессе выведения тонкие оболочки. Аэродинамические характеристики (АДХ) оболочек, в отличие от сплошных тел, мало исследованы, поэтому при расчётах траекторий автономного полета после отделения особенности их аэродинамики не учитываются.

В работе представлены результаты численных исследований обтекания тонкостенных конусов, а также различных видов разрезных оболочек с углами полураствора $\beta_k = 12,5^\circ - 30^\circ$ и с углом раскрытия $\gamma = 360^\circ, 180^\circ, 90^\circ$. Приведены расчеты в пакете Solid Works Flow Simulation при сверхзвуковых скоростях набегающего потока в диапазоне углов атаки α от 0° до 360° .

В ходе работы были выявлены особенности обтекания изучаемых тел и проведено сравнение с результатами экспериментов. Расхождение значений АДХ в основном не превышает 10%. Коэффициенты продольной S_x и нормальной S_y сил для оболочки с углом раскрытия $\gamma = 360^\circ$ имеют симметричный характер относительно нулевого угла α , а для разрезных оболочек они несимметричны. При обтекании со стороны выпуклой поверхности оболочка является более «удобообтекаемым» телом, чем со стороны вогнутой поверхности, что отражается на величине АДХ в соответствующем диапазоне углов атаки. Уменьшение угла раскрытия γ приводит к уменьшению объема полости, оболочка стремится к плоской пластине, что в свою очередь отражается на плавности зависимости АДХ.

По результатам расчетов можно сделать следующие выводы:

- течение в области конической створки на больших углах атаки сопровождается образованием развитых отрывных зон, сложных вихревых структур и взаимодействующих скачков уплотнения.
- изучаемые оболочки обладают высокой степенью «парусности», поэтому для попадания оболочки в заданные районы падения необходима стабилизация отделившихся элементов головного обтекателя КТС посредством специальных элементов (парашют, ленты и т.д.).

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТОНКИХ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ОБОЛОЧЕК

А.Ю. Луценко,
П.А. Крашенинников,
Д.К. Назарова,

aulutsenko@mail.ru

dknazarova@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В работе рассматриваются аэродинамические характеристики и картины обтекания тонкостенных цилиндров, а также различных видов разрезных оболочек с углом раскрытия $\gamma = 90^\circ, 120^\circ, 180^\circ$. Такую форму имеют отделяемые оболочки некоторых элементов конструкций ракет-носителей. Отделение возможно на различных высотах при высоких скоростях движения носителя, поэтому расчеты в пакете Solid Works Flow Simulation проведены при транс- и сверхзвуковых скоростях набегающего потока в диапазоне углов атаки α от 0 до 360° .

Выявлены особенности течений и проведено сравнение аэродинамических характеристик сплошных и тонкостенных тел. Для круговых цилиндрических оболочек графики зависимостей коэффициентов продольной C_x , нормальной C_y сил и момента тангажа m_z от угла атаки симметричны относительно нулевого α , значения C_y практически повторяют значения для сплошного цилиндра, а значения C_x меньше. Для разрезных оболочек симметричность зависимостей аэродинамических коэффициентов от угла атаки нарушается, при обтекании со стороны вогнутой поверхности значения коэффициентов C_x, C_y и m_z по модулю больше, так как при таких углах атаки оболочка является плохообтекаемым телом. С уменьшением угла γ форма модели стремится к плоской пластине, зависимости аэродинамических коэффициентов приобретают плавный характер.

По результатам расчетов можно сделать следующие выводы:

- течение в окрестности цилиндрической створки на больших углах атаки носит сложный характер и содержит области отрывного течения, вихревые структуры, взаимодействующие друг с другом скачки уплотнения;
- полученные аэродинамические характеристики могут быть использованы для оценочного расчета поведения цилиндрических створок на траектории.

ВЛИЯНИЕ ПОДДЕРЖИВАЮЩИХ УСТРОЙСТВ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТОНКОСТЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ

Д.К. Назарова^{1, 2}

dknazarova@mail.ru

¹ПАО «РКК «Энергия», ²МГТУ им. Н.Э. Баумана

Отделяемые элементы ракет-носителей представляют собой тонкие оболочки, состоящие из цилиндрических, конических и сферических элементов. Наиболее сложную форму имеют створки головных обтекателей (ГО). Для расчёта траекторий этих элементов и определения районов падения необходимо знать их аэродинамические характеристики (АДХ) в широком диапазоне чисел Маха, углов атаки и скольжения.

Трудность определения АДХ тонкостенных тел экспериментальным путём связана со сложностью их крепления в рабочих частях аэродинамических труб. Державки для крепления моделей значительно изменяют форму исследуемой конфигурации и

существенно влияют на АДХ. Численное моделирование позволяет дополнить экспериментальные данные и оценить влияние поддерживающих устройств.

Для оценки влияния державки на АДХ модели створки ГО проведено математическое моделирование кругового обтекания тела с поддерживающими устройствами и без них. Полученные результаты сравнивались с имеющимися экспериментальными данными, было выявлено расхождение результатов при больших сверхзвуковых скоростях набегающего потока и обтекании створки со стороны вогнутой поверхности.

По результатам расчетов можно сделать следующие выводы:

- течение у створки ГО носит сложный характер: наблюдается образование областей отрыва потока, вихревых структур, большого количества взаимодействующих скачков уплотнения;
- поддерживающие устройства вносят значительные возмущения в поток и влияют на АДХ моделей;
- при подготовке эксперимента необходимо проводить предварительные численные исследования, на основе которых можно выбрать конфигурацию поддерживающих устройств.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТОНКОСТЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Д.К. Назарова^{1,2},
А.О. Шмуляев¹,

dinara.nazarova@rsce.ru
andrey.shmulyaev@rsce.ru

¹ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева»

²ФГБОУ высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)»

Для определения районов падения отделившихся элементов конструкции, с целью дальнейшего их сокращения, необходимо знание аэродинамических характеристик (АДХ). В настоящее время особенности обтекания тонкостенных конструкций, таких как створки обтекателей, недостаточно изучены в силу сложности проведения экспериментальных исследований в аэродинамических трубах.

Объектом исследования выбрана створка обтекателя двигательного отсека пилотируемого транспортного корабля (ПТК), которая представляет собой тонкостенную оболочку в виде трети полого цилиндра с конической хвостовой и тороидальной носовой частями. В данной работе для получения АДХ и изучения особенностей обтекания створок применяются вычислительные программные комплексы AeroShape-3D и FlowVison. На подготовительном этапе работы для верификации результатов, получаемых вышеуказанными программными комплексами, проведен тестовый расчет АДХ тонкостенной цилиндрико-конической створки. Результаты расчетов сравнивались с имеющимися экспериментальными данными и подтвердили возможность использования компьютерного моделирования для расчета АДХ тонкостенных отделяемых элементов конструкций.

Результаты представлены в виде картин полей течения вблизи створки обтекателя, а также графиков зависимостей суммарных АДХ от числа Маха, углов атаки и углов аэродинамического крена. Выявлено, что структуры течения вблизи поверхности створки могут существенно изменяться при малых углах атаки и крена, что обуславливает близкое к скачкообразному изменение АДХ.

ДОННОЕ ДАВЛЕНИЕ ЗА СПУСКАЕМЫМ АППАРАТОМ ПРИ НАЛИЧИИ ВСТРЕЧНОЙ ИНЖЕКЦИИ СТРУЙ БЛОЧНОЙ ТОРМОЗНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

**А.Ю. Луценко,
Е.Г. Столярова,
Г.М. Яковлевский,**

aulutsenko@mail.ru

gyakovlevskij@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Донное сопротивление составляет значительную часть общего сопротивления спускаемого аппарата (СА), поэтому актуальной является задача увеличения донного давления с целью снижения этого сопротивления.

Проведены исследования инжекции струй блочной тормозной двигательной установки на аэродинамические характеристики СА и, в частности, на величину донного давления. Получены экспериментальные данные при транс- и сверхзвуковых скоростях набегающего потока, а также проведено численное моделирование в пакете Solid Works Flow Simulation.

Получено, что характер влияния инжектируемого с лобовой поверхности газа на донное давление зависит от режима истечения струй: малоинтенсивного автономного истечения или локального взаимодействия струй. В первом случае, как правило, наблюдается снижение величины донного давления за счет увеличения угла разворота внешнего потока в донной области. При реализации второго режима (инжекция большого количества струй высокой интенсивности) струи смыкаются в кормовой части в единую газовую пелену, поперечные размеры донной области увеличиваются, донное давление возрастает.

По результатам численных расчетов получены эпюры донного давления за СА при отсутствии инжекции и при инжекции трех блочных струй (режим малоинтенсивного автономного истечения). Построенные картины распределения давления и скорости сравнивались с тепловыми фотографиями из эксперимента. Получено удовлетворительное совпадение структуры обтекания СА и качественно верная структура инжектируемой струи. Проведено сравнение осредненного расчетного донного давления и экспериментальных данных, которое показало адекватность проведенного численного моделирования и возможность его использования для анализа других режимов истечения струй.

СТРУКТУРА ТЕЧЕНИЯ И ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА ВОЗВРАЩАЕМЫЙ АППАРАТ ПРИ ПОСАДКЕ НА ВОДУ

А.О. Павлов,

aleksandr.o.pavlov@phystech.edu

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва», Московский физико-технический институт

В настоящее время в РКК «Энергия» ведётся разработка пилотируемого транспортного корабля нового поколения «Федерация». Возвращаемый аппарат, который входит в состав корабля, оснащён парашютно-реактивной системой посадки и в штатной ситуации имеет возможность совершать посадку не только на земную, но и на водную поверхность. При посадке на воду конструкция аппарата испытывает нагрузки, которые могут оказаться определяющими с точки зрения прочности. Поэтому представля-

ется важным определить гидродинамические воздействия на возвращаемый аппарат при возникновении подобной нештатной ситуации.

Для определения воздействий на аппарат при приводнении проводится компьютерное моделирование процесса посадки в программном комплексе FlowVision, для которого проведено предварительное тестирование на предмет соответствия получаемых в выбранной постановке расчётных данных по давлениям и динамическим характеристикам экспериментальным.

Представлены сравнительные данные по полученным воздействиям на возвращаемый аппарат при посадке на воду. Сравняются давления на поверхности аппарата при приводнении с различными углами тангажа и горизонтальными скоростями. Получены кинограммы движения аппарата в среде на различных режимах и структура течения воды вдоль поверхностей возвращаемого аппарата.

ДИНАМИКА ПОЛЕТА БЕСПИЛОТНОГО ПЛАНИРУЮЩЕГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С РАЗГОННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

А.С.Альбокринова, В.Т.Грумондз **asti_albo@mail.ru v.grumondz@gmail.com**

АО «ГНПП «Регион», г. Москва

В работе рассматриваются вопросы динамики полета беспилотного планирующего летательного аппарата с разгонным двигателем. Исследуется влияние на дальность полета величины и характера изменения тяги при ограничениях общего импульса, а также влияние технологических погрешностей, приводящих к перекосу вектора тяги, на безопасность старта.

В связи с изложенным выше в работе решаются две следующие задачи: обеспечение в условиях, когда начальная энергия движения БПЛА существенно ограничена (невелика), максимальной дальности полета, а также устойчивости и управляемости БПЛА при его движении на всех участках траектории, включая начальный.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Соловей Э.Я., Храпов А.В. Динамика систем наведения управляемых авиабомб. М: Машиностроение, 2006.
2. Грумондз В.Т., Полищук М.А. Задача наведения беспилотного планирующего летательного аппарата на подвижную цель // Вестник Московского авиационного института. т. 21. 2014. № 4. С. 7-12.
3. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М: Машиностроение, 1973.

ГРУППОВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ БЕСПИЛОТНЫХ ПЛАНИРУЮЩИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ.

**В.Т. Грумондз,
Е.И. Карпежников,
М.А. Полищук,**

**v.grumondz@gmail.com
karpezhnikov@rambler.ru
maxipol@mail.ru**

АО «ГНПП «Регион» (г. Москва)

Статья посвящена рассмотрению актуальной задачи группового применения беспилотных планирующих летательных аппаратов с крыльевым модулем (БПК ЛА). Рассматриваемая задача имеет множество практических применений и расширяет воз-

возможности решения уже ранее сформулированных задач [1]. Особенностью аппаратов такого типа является отсутствие силовой установки, что накладывает жесткие ограничения на запас имеющейся энергии.

В статье рассматривается разработка алгоритма группового полета. Одним из существенных элементов алгоритма является процедура построения конечного множества опорных (навигационных) точек для каждого БПК ЛА из группы. В этом смысле настоящая работа развивает подход, предложенный в работах [2, 3]. Учитываются ограничения на начальный запас энергии на левом конце траекторий и условия точности на правом конце. Описан способ формирования траекторий полета по навигационным точкам. Построен алгоритм обхода препятствия в задаче совместного полета.

Приводятся результаты моделирования, иллюстрирующие работу алгоритмов группового применения БПК ЛА конкретной аэродинамической схемы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. С.С. Семенов, В.Н. Харчев Е.С. Проблемы создания корректируемых и управляемых авиационных бомб/ под ред. Е.С. Шахиджанова - М.: НИЦ «Инженер», 2003. - с. 151-183.
2. Грумондз В.Т., Полищук М.А., Черторыжская С.С.. Выбор параметров аэродинамического и динамического облика беспилотного планирующего летательного аппарата// Вестник Московского авиационного института. т. 19. 2012. № 4. С. 5-12.
3. Грумондз В.Т., Полищук М.А. Алгоритм формирования множества начальных состояний беспилотного планирующего ЛА в задаче о достижимости заданного набора навигационных точек// Вестник Московского авиационного института. Т. 20.2013. № 3.С. 154-159

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО УДЛИНЕНИЯ КРЫЛА НА БАЛЛИСТИКУ, ДИНАМИКУ И УПРАВЛЕНИЕ БЕСПИЛОТНОГО ПЛАНИРУЮЩЕГО КРЫЛАТОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

М.А. Полищук, М.В. Полищук

maxipol@mail.ru, a.mv31@mail.ru

АО «ГНПП «Регион» (г. Москва)

Работа посвящена исследованию влияния относительного удлинения крыла беспилотного планирующего крылатого летательного аппарата (БПК ЛА) крестообразной схемы на его летно-технические характеристики. Рассмотрены 2 варианта аэродинамических компоновок БПК ЛА: первый вариант – БПК ЛА, выполненный по схеме «Х», с крылом малого удлинения, второй вариант – БПК ЛА, выполненный по аэродинамической схеме с установленными в схеме «Х» раскрывающимся крылом большого удлинения (рассмотрены варианты с относительными удлинениями крыла $\lambda=3; 3,5; 4$).

В статье предложен алгоритм управления БПК ЛА, решающий две задачи – планирующий полет на максимальную дальность и наведение на конечную точку цели. Проведен сравнительный анализ баллистических характеристик и характеристик управляемого полета для всех рассматриваемых схем БПК ЛА.

Результаты моделирования показывают, что при увеличении относительного удлинения крыла БПК ЛА и применении предложенных алгоритмов управления возможно увеличение дальности планирующего полета на 25-28% относительно варианта с неразвитым крыльевым модулем.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Соловей Э.Я., Храпов А.В. Динамика систем наведения управляемых авиабомб. М: Машиностроение, 2006.
2. Грумондз В.Т., Полищук М.А. Задача наведения беспилотного планирующего летательного аппарата на подвижную цель// Вестник Московского авиационного института. т. 21. 2014. № 4. С. 7-12.
3. Грумондз В.Т., Полищук М.А., Черторыжская С.С.. Синтез системы управления малого беспилотного планирующего летательного аппарата с крылом большого удлинения// Известия ВУЗов. Авиационная техника. 2012. № 3. С. 22-27.
4. Грумондз В.Т., Полищук М.А., Черторыжская С.С.. Выбор параметров аэродинамического и динамического облика беспилотного планирующего летательного аппарата// Вестник Московского авиационного института. т. 19. 2012. № 4. С. 5-12.

ДИНАМИКА И УПРАВЛЕНИЕ БЕСПИЛОТНЫМ ПЛАНИРУЮЩИМ КРЫЛАТЫМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

М.А. Полищук, Е.И. Карпежников maxipol@mail.ru, Karpezhnikov@rambler.ru

АО «ГНПП «Регион» (г. Москва)

В статье рассматривается новый класс летательных аппаратов - беспилотный планирующий летательный аппарат (БПК ЛА) с крылом большого удлинения. БПК ЛА выполнен по нормальной аэродинамической схеме и оснащен раскрывающимся крыльевым модулем, соответственно его полет может проходить в двух состояниях – сложенное крыло (при транспортировке и больших скоростях автономного полета) и раскрытое крыло (автономный полет на дозвуковых скоростях).

Проведено сравнение двух вариантов крыла для рассматриваемого БПК ЛА. Предложены законы управления и стабилизации, позволяющие эффективно использовать аэродинамические возможности БПК ЛА и максимизировать дальность его автономного планирующего полета при обеспечении требуемых характеристик точности. Предложены и реализованы алгоритмы облета заранее заданного маршрута и максимизации угла подхода к конечной заданной точке траектории.

Предложенный комплекс алгоритмов управления и расширение аэродинамических возможностей БПК ЛА позволяет увеличить дальность автономного планирующего полета более чем в 2,5 раза относительно существующих и используемых в РФ объектах рассматриваемого класса.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Соловей Э.Я., Храпов А.В. Динамика систем наведения управляемых авиабомб. М: Машиностроение, 2006.
2. Грумондз В.Т., Полищук М.А. Задача наведения беспилотного планирующего летательного аппарата на подвижную цель// Вестник Московского авиационного института. т. 21. 2014. № 4. С. 7-12.
3. Грумондз В.Т., Полищук М.А., Черторыжская С.С.. Синтез системы управления малого беспилотного планирующего летательного аппарата с крылом большого удлинения// Известия ВУЗов. Авиационная техника. 2012. № 3. С. 22-27.
4. Грумондз В.Т., Полищук М.А., Черторыжская С.С.. Выбор параметров аэродинамического и динамического облика беспилотного планирующего летательного аппарата// Вестник Московского авиационного института. т. 19. 2012. № 4. С. 5-12.
5. Грумондз В.Т., Полищук М.А. Алгоритм формирования множества начальных состояний беспилотного планирующего ЛА в задаче о достижимости заданного

СХЕМЫ ЗАПУСКОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С УЧЕТОМ НОВОЙ ТЕХНОЛОГИИ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ ТРАЕКТОРИЙ ДВИЖЕНИЯ ПЛАНЕТ И СПУТНИКОВ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

П.П. Бохон, Д.Ю. Клементьев

kliemientiev74@mail.ru

В представленной статье излагаются новые принципы запуска космических аппаратов в направлении Луны, Марса и других планет Солнечной системы. А так же схемы запуска автоматических космических станций за пределы Солнечной системы, в направлении звезд, которые двигаются так же, как наша звездная система, относительно центра Галактики. Для расчета технологии запуска КА в направлении Луны использованы расчеты траекторий движения Земли и Луны в одном направлении с Солнцем. Найдены координаты точек запуска КА в направлении Луны на 2017, 2018-2020 года, когда Земля и Луна в своем движении находятся почти на одной прямой траектории своего движения и имеют равные скорости. Этот фактор при запуске КА дает возможность с минимальными затратами топлива и точнее долететь до Луны, а так же вернуться на Землю.

Во второй части статьи рассмотрен вопрос новой технологии расчетов запуска КА на соседние планеты Солнечной системы. В предварительных схематических расчетах новой технологии использованы знания скоростей движения планет:

1. Чем ближе планеты к Солнцу, тем их скорость орбитального вращения больше;
2. Расчеты абсолютной, минимальной, максимальной скорости движения планет на их траектории движения.

Эти свойства движения планет использованы в предварительных расчетных схемах. Старт КА производится в направлении точки встречи с «догоняющей» планетой на траектории минимальных скоростей и в направлении «убегающей» планеты на траектории максимальных скоростей.

В третьей части статьи изложена концепция технологии расчетов полетов КА за пределы Солнечной системы к ближайшим звездам. Используются знания о движении Звезд нашей Галактики:

- Чем ближе Звезда к центру Галактики, тем больше скорость Звезды [2];
- Если Звезды Галактики Млечный Путь двигаются вокруг центра Галактики, как Солнце по синусоиде звезд, то существуют ближайшие звезды, одни из которых догоняют Солнечную систему, другие отстают.

О МОДЕЛИРОВАНИИ ДИНАМИКИ СИСТЕМ ГИРОСТАБИЛИЗАЦИИ

Л.К.Кузьмина

Lyudmila.Kuzmina@kpfu.ru

Казанский авиационный институт (КНИТУ – КАИ)

Применительно к проблемам моделирования в динамике систем гиросtabilизации разрабатываются понятия и методы классической теории устойчивости, с обобщением принципа сведения в общем качественном анализе. Развиваемый универсальный подход, с комбинированием идеологии теории устойчивости А.М.Ляпунова и асимптотических методов теории возмущений, позволяет сводить решение задач моделирования и анализа динамики для многомасштабных систем к регулярной схеме, с

декомпозицией системы. Разрабатываются систематические процедуры для построения эквивалентных упрощенных систем в качестве систем сравнения (В.М.Матросов, Р.Беллман). При этом в качестве порождающей системы и, соответственно, в качестве порождающего решения принимаются укороченная (нелинейная по совокупности всех введенных переменных) система и, соответственно, - ее решение. Здесь, в отличие от традиционных подходов, порождающая система – сингулярно возмущенная; порождающее решение не есть вырожденное.

Применительно к потребностям динамики систем гиостабилизации, с учетом их структурных особенностей, конструируется алгоритм, с построением упрощенных моделей в качестве расчетных. Применяемая авторская методика, основанная на развитии идей Н.Г.Четаева и В.В.Румянцева, доведенная до инженерного уровня, позволяет по разработанной схеме в рамках поставленной динамической задачи выделять в движении системы разнотемповые составляющие, выявляя «несущественные» степени свободы в рамках решаемой задачи, с последующим переходом к корректной укороченной модели (идеализированной в соответствующем смысле), с выяснением влияния отброшенных «неидеальностей» на динамические свойства.

Полученные фундаментальные теоретические результаты позволяют для инженерных задач систем гиостабилизации получить новые решения для приложений, с возможностью разделения каналов стабилизации и управления в нелинейной постановке.

Автор признателен Российскому Фонду Фундаментальных Исследований за поддержку работы (грант 15-08-00393).

ИНФОРМАЦИОННО-СТАТИСТИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМ ДАННЫМ

**В.В. Корянов¹,
К.Т. Нгуен²,
В.Т. Нгуен¹**

**vk.sm3.bmstu@gmail.com
tikhonmos@yahoo.com**

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана,

² Государственный университет управления

При структурно-параметрическом синтезе предполагается двухуровневый выбор проектного решения. На первом уровне проводится структурный выбор, где определяются схемные решения, и этот выбор не поддается полной формализации, что приводит к определённому субъективизму в принимаемых проектных решениях. Второй уровень, где проводится параметрический выбор, является полностью формализованным этапом, где всесторонне применяются регулярные методы оптимизации.

Качество аэродинамической модели может оцениваться по:

- минимуму критерия промаха;
- минимуму критерия регулярности.

Метод оптимизации в критериальном пространстве, согласно которому проектное решение последовательно модифицируется путем последовательного сдвига критериев и ограничений к их экстремальным или требуемым значениям.

Метод статистического синтеза проектных решений устойчив к факторам многофакторной и многокритериальной неопределенностей.

В результате проделанной работы:

1. Разработаны принципы использования модели и алгоритмов самоорганизации обличковых АДХ БЛА.
2. Разработан метод статистического синтеза обличковых характеристик БЛА к многофакторной и многокритериальной неопределенностям.
3. Разработан программно-алгоритмический комплекс (ПАК), осуществляющий машинное моделирование элементов динамического построения статистических зависимостей и расчет аэродинамических коэффициентов.
4. Решена задача многокритериального выбора устойчивого проектного решения при корректировании аэродинамической модели БЛА по экспериментальным данным аэродинамических продувок.
5. Решена задача выбора оптимального облика БЛА при совместном выборе параметров аэродинамической модели и систем управления.

АНАЛИЗ КОСМИЧЕСКИХ ТРАЕКТОРИЙ ДЛЯ ЭКСПЕДИЦИИ ЗЕМЛЯ-АПОФИС-ЗЕМЛЯ И ДЛЯ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ВОКРУГ АСТЕРОИДА АПОФИС

**В.В. Ивашкин^{1,2},
А.Лан²,**

**lvashkin@keldysh.ru;
seatu_angel@126.com**

¹ Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

² Московский государственный технический университет им. Н.Е. Баумана

В работе определяются и исследуются траектории для полета космического аппарата (КА) от Земли к астероиду Апофис, пребывания КА и специального мини-аппарата у Апофиса в течение некоторого времени и возвращения КА от Апофиса к Земле.

Используется схема полета, при которой выведение КА и отлет его к астероиду с низкой околоземной орбиты ожидания производится с помощью ракеты-носителя «Союз-ФГ». При этом блок «Фрегат» применяется для разгона с орбиты ожидания. Для последующего гелиоцентрического и приастероидного полета с коррекциями и маневрами торможения и разгона у Апофиса используется специальный блок с ЖРД.

В рамках импульсного приближения определены энергетически оптимальные траектории КА для экспедиции Земля-Апофис-Земля при полете в течение 2019-2022 гг. с общей продолжительностью экспедиции до двух лет. Затем выполнен уточненный расчет с учетом гравитационных потерь, коррекций и нескольких других факторов. Выполнен также анализ для случая использования ракет «Союз-2» и «Зенит». Сделано сравнение со случаем использования двигателя малой тяги.

Проанализирована также задача движения аппарата вокруг астероида. При этом учтено влияние трех типов возмущений: притяжения нескольких дальних небесных тел (Солнца, Земли, Луны, Венеры и Юпитера), несферичности астероида и давления солнечного света. Учтено также собственное вращение астероида вокруг своего центра масс, а также возможное затенение аппарата астероидом как вытянутым эллипсоидом вращения. Рассмотрено движение у астероида для двух возможных аппаратов: основного КА, который после пребывания у Апофиса в течение недели-месяца возвращается к Земле, и специального мини-спутника с длительным пребыванием у астероида с целью уточнения орбиты астероида. Показано, что оптимальным выбором начальных орбит аппаратов можно обеспечить достаточно большое «время жизни» аппаратов у Апофиса. При этом можно обеспечить пребывание мини-спутника у Апофиса в течение нескольких лет, до тесного сближения Апофиса с Землей в 2029 г., например, с 2020 г. до 2029 г.

МЕТОДИКА ВЫБОРА ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО АППАРАТА С ЯДЕРНОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ ПРИ ПЕРЕЛЁТЕ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

**В.В. Салмин,
А.С. Четвериков,**

**sputnik@ssau.ru
chetverikov86@yandex.ru**

Самарский государственный национальный исследовательский университет имени С. П. Королёва

В настоящее время актуальной проблемой является повышение эффективности транспортных операций по выведению полезных нагрузок на геостационарную орбиту.

Одним из возможных решений этой проблемы является использование электроракетных двигателей малой тяги, высокая скорость истечения рабочего тела которых обеспечивает значительно меньший расход рабочего тела по сравнению с двигателем на химическом топливе.

Рассматривается перелёт межорбитального транспортного аппарата с ядерной электроракетной двигательной установкой на геостационарную орбиту.

В работе формулируется задача оптимизации перелёта в заданную точку геостационарной орбиты.

Разработана методика поэтапного решения задачи оптимизации перелёта на геостационарную орбиту. В рамках разработанной методики производится выбор номинальных траекторий и программ управления с последующей их коррекцией на участке дальнего наведения на основе алгоритма уточнения величины тяги электроракетной двигательной установки. На заключительном этапе перелёта производится выбор алгоритмов терминального управления, позволяющих выводить аппарат с полезной нагрузкой в заданную точку геостационарной орбиты. Конечным результатом является построение Парето-оптимальных решений в координатах «характеристическая скорость-продолжительность перелёта», где каждой точке множества решений соответствует мера точности выведения в заданную точку геостационарной орбиты.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ЭНЕРГОПОТРЕБЛЕНИЯ И ГЕНЕРАЦИИ НА НАНОСПУТНИКЕ

Б.Н. Салыкжан

b-nurlanovna@mail.ru

Самарский государственный национальный исследовательский университет имени С. П. Королёва

Данная работа посвящена разработке имитационной модели наноспутника, использование которой позволит проводить моделирование процесса взаимодействия бортовых систем в составе наноспутника, осуществляя контроль электрических параметров. Создание имитационной модели проводится на основе наноспутника SamSat-QB50.

Реализуется моделирование процесса выработки энергии солнечными панелями, процессов заряда и разряда аккумуляторной батареи в результате выдачи напряжений для обеспечения питания бортовых систем.

Проводится анализ оценки работы аккумуляторной батареи в автономном режиме, исходя из выполненного анализа сформированы требования к аккумуляторной батарее, с учетом емкости, токов заряда и разряда, количества циклов перезарядки.

Производится расчет энергии, генерируемой солнечными панелями, достаточной для обеспечения питания всей бортовой системы, и для восполнения энергии аккумуляторной батареи, использованной на теневом участке.

Рассмотрено представление разрядных характеристик в различных координатах: напряжение - время, напряжение - ёмкость, напряжение - ток. Приводятся результаты типового расчета энергопотребления для стабильной работы всей системы наноспутника.

Список литературы

1. Д.Д.Давыдов, А.А.Соболев, Е.В.Устюгов, С.В.Шафран. Проект тирование системы электропитания наноспутников семейства SamSat // УДК 629.78-DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-6-459-465.
2. Shakhmatov E., Belokonov I., Timbai I., Ustiugov E., Nikitin A., Shafran S. SSAU Project of the Nanosatellite SamSat-QB50 for Monitoring the Earth's Thermosphere Parameters // Procedia Engineering. 3rd IAA-RACTs Conf.on Scientific and Technological Experiments on Automatic Space Vehicles and Small Satellites, SPEXP 2014. 2015.Vol. 104. P. 139—146.

ВЛИЯНИЕ ВЫСОКОТОЧНЫХ ЧИСЛЕННЫХ ЭФЕМЕРИД ПЛАНЕТ И ЛУНЫ НА ТОЧНОСТЬ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.Г. Топорков, Е.А. Козлов

toporkov.90@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В работе рассматривается влияние динамических моделей эфемерид планет и Луны, которые разрабатываются в институте прикладной астрономии РАН – Ephemerides of Planets and the Moon (EPM) и в лаборатории реактивного движения НАСА – DE/LE.

В настоящее время эфемериды DE/LE являются «эталонными» и рекомендованы стандартными соглашениями Международной службы вращения Земли в качестве стандарта для расчета координат планет и Луны, однако, уже сейчас серия эфемерид EPM сравнима по точности с серией эфемерид DE/LE. К тому же считается, что только эфемериды EPM и DE/LE являются наиболее завершёнными динамическими моделями планетного движения.

Сейчас точность эфемерид внутренних планет, составляет доли миллисекунд дуги, что можно использовать, в частности, для повышения точности прогнозирования местоположения космических аппаратов (КА) навигационного назначения, которые уже сейчас нуждаются в субмиллиметровом уровне точности прогнозирования центра масс на орбите.

В рамках решения вышеописанной задачи было разработано программно-алгоритмическое обеспечение имитационного моделирования движения КА, которое позволяет моделировать возмущающие ускорения от планет Солнечной системы и Луны.

Были получены результаты, на основании которых было проведено сравнение влияния эфемерид (EPM и DE/LE) планет Солнечной системы, Солнца и Луны на точность прогнозирования движения космических аппаратов.

ОТЕЧЕСТВЕННАЯ МОДЕЛЬ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА, ТЕКУЩЕЕ СОСТОЯНИЕ И ДОЛГОВРЕМЕННЫЙ ПРОГНОЗ ТЕХНОГЕННОГО ЗАСОРЕНИЯ

А.И.Назаренко²,
И.В.Усовик¹,

anazarenko32@mail.ru
usovikiv@gmail.com

¹Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»,

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В России разработана и развивается отечественная модель космического мусора Space debris prediction and analysis (SDPA). Модель описывает состояние техногенного засорения околоземного космического пространства (ОКП) на высотах до 40 000 км. Наиболее детально рассмотрены самые засоренные области ОКП: область низких околоземных орбит (до 2000 км), область функционирования глобальных навигационных спутниковых систем (19000-23500 км), область геостационарной орбиты (35786±200 км). Разработан математический аппарат оценки потоков КМ для объектов на заданной орбите, для долгосрочного прогнозирования техногенного засорения с учетом взрывов, взаимных столкновений, активного удаления и других факторов. Состояние техногенного засорения постоянно изменяется и зависит как от естественных факторов, так и от космической деятельности мирового сообщества. В работе представлены результаты: анализа текущего состояния техногенного засорения, последних исследований, направленных на уточнение и совершенствование модели, долгосрочного прогнозирования техногенного засорения, а так же планы по развитию исследований в данном направлении.

Список литературы:

1. А.И. Назаренко. «Моделирование космического мусора». ИКИ РАН. Москва 2013.
2. Космический мусор. Книга 1 Методы наблюдения и модели космического мусора. Под редакцией д.т.н. Райкунова Г.Г. Физмат лит. Москва 2014.
3. Усовик И.В. Анализ характеристик потока космического мусора на низких околоземных орбитах с использованием уточненной модели. Королев, Космонавтика и ракетостроение, 2014 г., выпуск №3(76),с.97-102.
4. Усовик И.В., Малышев В.В., Дарнопых В.В. Методика оценки эволюции техногенного засорения низких околоземных орбит с учетом взаимных столкновений и активного удаления космического мусора. 2015. Вестник Московского авиационного института, 2015, том 22 №3, стр. 54-62.

ПОДХОДЫ К ВЫБОРУ РАЦИОНАЛЬНЫХ ВАРИАНТОВ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПОСТРОЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛЕСКОПОВ ДЛЯ ОПЕРАТИВНОГО ОБНАРУЖЕНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ФИЗИКО- ХИМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ АСТЕРОИДОВ, НЕБЛАГОПРИЯТНЫХ ДЛЯ НАБЛЮДЕНИЯ С ЗЕМЛИ

**Ю.С. Бодрова¹,
К.Г. Райкунов^{1,2},**

**fraubodrova@gmail.com
nucleuspda@gmail.com**

¹ФГУП ЦНИИмаш,

²МГТУ им. Н.Э. Баумана

Наблюдение и обнаружение новых малых небесных тел Солнечной системы в настоящее время осуществляется в основном с помощью сети наземных телескопов. Однако существует область космического пространства, где применение наземных телескопов затруднено или невозможно в связи с существующим ограничением по углу солнечной элонгации. Наименее благоприятными для наземных телескопов являются условия наблюдения астероидов, приближающихся к Земле со стороны Солнца. Для обеспечения беспропускного обнаружения угрожающих Земле опасных небесных тел (ОНТ) контроль этой области должен осуществляться с помощью космических средств наблюдения. Важной задачей обеспечения астероидной безопасности Земли является не только обнаружение угрожающего Земле ОНТ, но и определение его физико-химических свойств. Наличие данных о составе и структуре обнаруженного астероида позволит оценить степень его опасности и принять решение о необходимости осуществления мероприятий по противодействию столкновению тела с Землёй.

Предложен подход к оценке целевой эффективности космических телескопов (КТ) видимого диапазона, предназначенных для обнаружения ОНТ, и проведен сравнительный анализ целевой эффективности нескольких вариантов размещения таких КТ на орбите обращения Земли вокруг Солнца. Выбраны наиболее рациональные из числа рассмотренных варианты построения системы КТ применительно к обнаружению угрожающих Земле ОНТ, движущихся к точке встречи со стороны Солнца, за заданное время предупреждения.

Показано, что использование орбит в окрестности точки либрации L2 системы Солнце – Венера является перспективным решением для размещения ИК аппарата с целью определения физико-химических свойств и доминирующего геологического состава астероидов, находящихся внутри орбиты Земли. Обосновано преимущество использования ИК диапазона для обнаружения астероидов с предельно низкими значениями альбедо по сравнению с телескопами видимого диапазона спектра.

СПОСОБ ОБУЧЕНИЯ ПИЛОТА ДЕЙСТВИЯМ В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЁТЕ

А.Е. Ситников

Alexander.Sitnikov@sfoс.ru

ПАО «РКК «Энергия» имени С.П. Королева

В докладе приведено описание действий оператора на основе способа обучения оператора принятию решения в экстремальной ситуации, разработанного А.Е. Ситниковым. Способ разработан с целью снижения нервно-эмоционального напряжения, повышения надёжности и безопасности оператора при принятии решения в экстре-

мальной ситуации в процессе эксплуатации техники с интенсивной выдачей визуальной информации.

Информация, содержащая описание ситуации и соответствующие ей действия, предъясняется последовательностью графически связанных между собой смысловых блоков. Графическая связь блоков выполнена линией с расположенными вдоль неё точками - графическими метками блоков. Смысловой блок составляют образные элементы, сгруппированные вокруг метки блока. При восприятии метка намечает направление взгляда и фиксирует внимание на образных элементах блока. Сначала считаются элементы выше метки, затем ниже метки. Смысловые блоки в одной графической последовательности считаются слева направо. Количество образных элементов в блоке дано в пределах объёма кратковременной памяти. Количество блоков в последовательности также дано в пределах объёма кратковременной памяти. Графическая связь блоков в последовательности связывает их в единую смысловую картину, служит зрительным средством перевода внимания от блока к блоку, вместе с метками обеспечивает фиксацию внимания на последовательности при её восприятии.

Литература

Патент RU 2127079. Российская федерация. Заявитель и патентообладатель - Ситников А.Е. Заявка 98107785714.

ОПТИМАЛЬНЫЙ БИЭЛЛИПТИЧЕСКИЙ ПЕРЕХОД МЕЖДУ КОМПЛАНАРНЫМИ ЭЛЛИПТИЧЕСКИМИ ОРБИТАМИ

С.А. Заборский¹,
Е.В. Кирилук^{1,2}

sergey.zaborsky@rsce.ru
elena.kirilyuk@rsce.ru

¹РКК «Энергия» им. С.П. Королёва,

²Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Проблеме решения задач импульсного перехода между заданными орбитами посвящено большое количество работ. Самой известной из которых является работа В. Гомана [1], посвященная переходу между круговыми орбитами. Необходимые условия оптимальности двухимпульсных маневров приведены в работе Беттина [2]. В работе Д.Ф. Лоудена [3] анализируются направления оптимальных импульсов при двухимпульсных маневрах. В работе Дж.М. Хорнера [4] приводится оптимальное решение двухимпульсного маневра для компланарных несоосных орбит при произвольном угле перелета. Развивая результат работы [4], Хорнер в [5] показал, что, если переход осуществляется из определенной точки начальной орбиты, то апогей переходной орбиты должен касаться апогея конечной орбиты. В работе [6] исследуется компланарный биэллиптический маневр между круговыми орбитами. В работе [7] проводится сравнение двухимпульсных траекторий типа Гомана и трехимпульсных биэллиптических траекторий применительно к задаче перелета между коаксиальными орбитами с одинаково направленными осями. В настоящей работе исследуется биэллиптический переход при заданной величине апогея переходных орбит с использованием результатов Хорнера [5], позволивших обобщить результаты, приведенные в работах [6] и [7], для переходов между двумя заданными точками на граничных несоосных эллиптических орбитах.

В работе получены аналитические выражения для оптимальных суммарных импульсов при биэллиптическом и бипараболическом переходах между несоосными орбитами для случая фиксированного радиуса апогея переходных орбит.

1. Hohmann, W., Die Erreichbarkeit der Himmelskörper, Oldenbourg, München, 1925, pp. 1-88, also The Attainability of Heavenly Bodies, NASA Technical Translation F-44, Nov. 1960, pp.1-104.
2. Battin, R. H., An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics, AIAA, New York, 1999, pp. 1-796.
3. Lawden, D. F., Optimal Trajectories for Space Navigation, Batterworths, London, 1963, pp. 1-123.
4. Horner, J. M., "Optimum Two-Impulse Transfer between Arbitrary Coplanar Terminals," ARS Journal, Vol. 32, No. 1, Jan. 1962, pp. 95–96.
5. Horner, J. M., "Minimum Impulse Orbital Transfer," AIAA Journal, Vol. 1, No. 7, July. 1963, pp. 1707–1708.
6. Hoelker, R. F. and Silber, R., "The Bi-Elliptical Coplanar Circular Orbits," Proceeding of the 4th Symposium on Ballistic Missiles and Space Technology, Vol. III, Pergamon, New York, 1961, pp. 164-175.
7. Marchal, C., "Transferts Optimaux Entre Orbites Elliptiques Coplanaires (Duree Indifferente)," Astronautica Acta, Vol. 11, No 6, Nov.–Dec. 1965, accessed published online 28 February 2014, pp. 432–435.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕРОЯТНОСТНЫХ МОМЕНТОВ НЕЛИНЕЙНЫХ СИСТЕМ ПРИ НЕСТАЦИОНАРНЫХ СЛУЧАЙНЫХ НАГРУЗКАХ

О.Н. Тушев, А.В. Маркианов

markianov@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Считаем, что уравнения движения модели конструкции описывается следующим уравнением

$$\dot{Y} = \Phi(Y, t) + G(t) \quad Y(t_0) = Y_0,$$

где $\Phi(Y, t)$ — нелинейная вектор-функция, $G(t)$ — случайный вектор внешних воздействий; Y_0 — случайный начальный вектор с математическим ожиданием M_{Y_0} и корреляционной матрицей K_{Y_0} .

Предлагается обобщение метода моментов, позволяющее анализировать реакцию линеаризованной модели конструкции на произвольное аддитивное случайное воздействие. При этом не требуется приведение исходной системы уравнений в форме Коши к каноническому виду, в соответствии с которым все внешние воздействия являются белыми шумами.

Доказывается, что для линейной системы (матрица R зависит только от времени) прямая и обратная фундаментальные матрицы представляются в форме абсолютно и равномерно сходящихся интегростепенных рядов, если элементы матрицы R ограничены и имеют конечное число разрывов на участке интегрирования.

Фундаментальная матрица статистически линеаризованной системы трактуется как мультипликативный интеграл.

$$\left. \begin{aligned} \Omega_{t_0}^{t+\Delta t}(R) &= (E + R(t)\Delta t)\Omega_{t_0}^t(R), \\ [\Omega_{t_0}^{t+\Delta t}(R)]^{-1} &= [\Omega_{t_0}^t(R)]^{-1}(E - R(t)\Delta t). \end{aligned} \right\}$$

Понятно, что полученные расчетные формулы остаются без изменения, если матрица зависит от $M_Y(t)$ и $K_Y(t)$. Важным обстоятельством для практической реализации метода является численная неустойчивость при прямом вычислении, которую не удастся преодолеть простым увеличением точности.

Полученные рекуррентные формулы лишены этого недостатка и существенно проще для вычислений. Свяжем значения K_{YG} и K_{GY} в моменты времени t и $t + \Delta t$. Тогда получим следующие формулы

$$K_{YG}(t + \Delta t) = K_{YG}(t) + [R(t)K_{YG}(t) + K_G(t, t + \Delta t)]\Delta t,$$

$$K_{GY}(t + \Delta t) = K_{GY}(t) + [K_{GY}(t)R^\circ(t) + K_G(t, t + \Delta t)]\Delta t.$$

Результаты иллюстрируются примером.

МЕТОД УЧЕТА ТЕМНОВЫХ ТОКОВ В ПЗС МАТРИЦАХ В РЕЖИМАХ ПЕРЕНОСА КАДРА И ВРЕМЕННОЙ ЗАДЕРЖКИ И НАКОПЛЕНИЯ

Гладышев А.И., Амосов И.С., Гедзюн В.С., Жуков А.О., Захаров А.И., Прохоров М.Е., Тучин М.С., Харламов Ю.Г.
 tolya_gladyshev@mail.ru, iva-amosov@yandex.ru, victorgedzyun@mail.ru,
 aozhukov@mail.ru, zakh@sai.msu.ru, mike.prokhorov@gmail.com, maksim.tuchin@gmail.com

В настоящей работе рассмотрены методы корректного учета темнового сигнала в фотоприёмных устройствах (ФПУ) космических аппаратов (КА), содержащих матричные приборы с зарядовой связью (ПЗС): с переносом кадра и работающих только по части кадра с использованием режима временной задержки и накопления (ВЗН).

В оптико-электронных приборах космического базирования часто используются матричные фотоприемники. Например, приемники на основе матричных ПЗС широко используются для малосигнальных систем (звездные датчики, приборы обнаружения и т.п.). Особенностью малосигнальных систем является важность корректного учета темновых токов, поскольку для таких систем уровень сигнала от объекта может быть близок к уровню фонового сигнала, в основном, определяемым темновым током прибора.

Также при работе с движущимися объектами удобно использовать режим ВЗН, который позволяет концентрировать в одном месте кадра сигнал от движущихся объектов.

Кроме того, в ФПУ, установленных на космических аппаратах, с целью повышения их надежности вместо затвора часто используются матричные ПЗС с переносом кадра.

Кадр может содержать объекты на небольшой части своей площади. Несущественные части кадра с целью ускорения считывания и обработки информации можно и нужно пропускать. Однако такой метод считывания кадра приводит к усложнению управления ПЗС и к трудностям учета темнового сигнала.

Сложность учёта темнового сигнала связана с несколькими причинами. Во-первых, темпы термогенерации сильно зависят от температуры. Во-вторых, разброс средних значений темпов термогенерации в отдельных элементах во много раз превышает случайный разброс (шум) в каждом из них. В-третьих, помимо «нормальных» элементов в ПЗС существуют «горячие», у которых темпы термогенерации от десятков до со-

тен раз превосходят значения термогенерации в «нормальных» элементах и могут иметь другую зависимость от температуры.

Наконец, в матричных ПЗС накопленные пакеты фотоэлектронов перемещаются вдоль столбцов в считывающий регистр и только затем из него считываются. Из-за этого в темновой сигнал пиксела кадра вносят вклад темновые токи многих элементов столбца ПЗС, что требует весьма сложного использования средней карты темновых токов, получаемой при калибровке.

Построение поэлементной карты темновых токов матричных ПЗС и последующий учет суммарного накопленного темнового сигнала в пикселе кадра при обработке требует проведения специальных калибровочных процедур в лабораторных условиях и, желательно, их повторения в дальнейшем для учета деградации элементов матричного ПЗС под воздействием ионизирующего излучения в ходе полета КА.

МЕТОД ОБРАБОТКИ ИЗОБРАЖЕНИЯ НЕБА С ЦЕЛЬЮ ИДЕНТИФИКАЦИИ ЗВЕЗД

Гладышев А.И., Гедзюн В.С., Жуков А.О., Захаров А.И., Прохоров М.Е., Тучин М.С., Шахов Н.И.
tolya_gladyshev@mail.ru, victorgedzyun@mail.ru, aozhukov@mail.ru, zakh@sai.msu.ru, mike.prokhorov@gmail.com, maksim.tuchin@gmail.com, shahoffnik@mail.ru

При внеатмосферном обнаружении и идентификации космических объектов на фоне звезд активно разрабатываются и совершенствуются средства и методы обработки изображения неба с целью идентификации звезд.

После высокоточной идентификации опорных (навигационных) звезд можно с высокой степени достоверности определить координатную информацию о космических объектах на фоне опорных звезд.

Высокие скорости перемещения космических аппаратов диктуют высокие требования к оперативности получения целевой (координатной) информации о наблюдаемых космических объектах.

В докладе представлен новый метод к обработке изображения неба с целью идентификации звезд.

Идея метода основана на том, чтобы в бортовом каталоге (малого объема) для каждой звезды записать некоторую дополнительную информацию из каталога большого размера, которая относится к сравнительно небольшой окрестности навигационной звезды.

Будем называть такую дополнительную информацию паспортом звезды, рассчитанным по большому каталогу.

Метод обладает следующими достоинствами:

- дополнительная информация пропорциональна числу навигационных звезд, входящих в бортовой каталог;
- метод требует лишь одну проверку паспорта на каждый объект в кадре, или меньше, если отождествление будет найдено раньше, чем закончится список объектов в кадре;
- метод обладает высокой помехоустойчивостью и быстродействием.

МЕТОДЫ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ШТАРКА ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПЕРЕЛЕТОВ С МАЛОЙ ТЯГОЙ

А.А. Целоусова¹,
М.Г. Широбоков²,

tselousovaperm@mail.ru
shmaxg@gmail.com

¹Московский физико-технический институт

²Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

В задачах поиска оптимального управления орбитальным движением космического аппарата (КА) широкое распространение получили т.н. прямые методы, дискретизирующие закон управления и сводящие исходную задачу поиска оптимального управления к оптимизации некоторой функции с конечным числом переменных. Решение, которое дают прямые методы обычно используются, как начальное приближение в непрямых методах, основанных на принципе максимума Понтрягина. Так как поведение итерационных процедур непрямых методов является высокочувствительным к начальному приближению, очень важно, чтобы прямые методы давали решение быстро и как можно ближе к оптимальному. Добиться этого удастся с помощью сведения исходной задачи оптимизации к последовательности задач Штарка: определения орбиты КА в центральном поле с учетом постоянного по направлению и величине возмущающего ускорения.

Доклад посвящен обзору методов решения задачи Штарка. В настоящее время можно выделить три основных работы с наиболее эффективными алгоритмами: Г. Лантуана [1], Ф. Бискани [2], Е. Пеллегрини [3]. Также будет произведено сравнение этих методов по эффективности, скорости работы и простоте реализации.

Литература

1. Lantoine G., Russell R.P. "Complete, Closed-Form Solutions of the Stark Problem," *Celest. Mech. Dyn. Astron.*, 2011, Vol. 109, No. 4, p. 333-366.
2. Biscani F., Izzo D. "The Stark problem in the Weierstrassian formalism," *Mon. Not. R. Astron. Soc.*, 2014, Vol. 439, No. 1, p. 810-822.
3. Pellegrini E., Russell R.P., Vittaldev V. "F and G Taylor series solutions to the Stark and Kepler problems with Sundman transformations," *Celest. Mech. Dyn. Astron.*, 2014, Vol. 118, No. 4, p. 355-378.

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРАТЕГИЙ ПЕРЕХОДА МЕЖДУ ОГРАНИЧЕННЫМИ ОРБИТАМИ ВОКРУГ ТОЧКИ L2 СИСТЕМЫ СОЛНЦЕ-ЗЕМЛЯ

С.А. Бобер, С.А. Аксенов

stas.bober@gmail.com, saksenov@hse.ru

Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики»

Использование орбит вокруг точек либрации позволяет благодаря особенностям их пространственного расположения решать недоступные для эллиптических орбит задачи. Затраты, связанные с выводом космического аппарата (КА) на орбиту вокруг точки либрации зависят от характеристик этой орбиты. Так вывод КА на гало-орбиты с меньшей амплитудой требует, как правило, больших затрат характеристической скорости. Исследование возможностей контролируемого изменения амплитуды гало-орбиты в ходе космической миссии, в этой связи, представляет практический и научный интерес.

В работе исследованы некоторые стратегии перехода КА между гало-орбитами различной амплитуды в окрестности точки либрации L2 системы Солнце-Земля. Чис-

ленное интегрирование орбит выполнено с использованием разработанной авторами методики, позволяющей нивелировать неустойчивую компоненту движения.

Произведен анализ зависимости суммарных затрат характеристического импульса от значений амплитуд исходной и целевой гало-орбит. Проанализировано несколько стратегий перехода и проведён их сравнительный анализ. Исследована возможность последовательных переходов с использованием промежуточных орбит между исходной и целевой орбитами, которая позволяет снизить суммарные затраты характеристического импульса за счет увеличения суммарного времени перехода.

ВЛИЯНИЕ НЕЦЕНТРАЛЬНОГО ПОЛЯ ГРАВИТАЦИИ ЗЕМЛИ НА ДВИЖЕНИЕ СПУТНИКА

П.Г. Русанов,

pa4rus@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В развитие работы [1] дополнительно проведено численное исследование динамики движения центра масс низколетящего искусственного спутника в нецентральной осесимметричном поле гравитации Земли.

Масса Земли представлена жесткой двух-массовой моделью, состоящей из ядра и экваториального кольца, параметры которых ранее определены в [1] по двум условиям:

1. соответствие расчетной осесимметричной фигуры Земли географическим величинам экваториального и полярного радиусов планеты,
2. соответствие международному соглашению по аналитической зависимости от геоцентрической широты места величины и направления локального вектора ускорения силы тяжести на ее поверхности.

Математическая модель динамики пространственного движения точечной массы спутника в поле гравитации, порождаемого ядром и экваториальным поясом Земли, составлена на основе закона Ньютона. Она состоит из трех связанных нелинейных дифференциальных уравнений. В ней не учитываются влияния Солнца, планет Солнечной системы, атмосферы Земли и электромагнитных полей.

Силы гравитации, действующие на спутник со стороны масс ядра и кольца, оценены по формуле Ньютона для дискретных масс. Кроме спутника и ядра планеты, к дискретным массам отнесена и равномерно распределенная по периметру кольца система из $2n$ одинаковых масс – однородных шаров, заменяющую собой массу экваториального кольца. Для удобства расчета равнодействующей системы сил, приложенных со стороны дискретных масс кольца к спутнику, для каждого момента времени эта система считается симметрично расположенной по отношению к меридиональной плоскости, проходящей через спутник.

Решения уравнений динамики получены численными методами для вариантов вектора кинематического состояния спутника в начальный момент времени, отвечающих случаям движения ИСЗ по круговой орбите с углами наклона орбиты к экватору 30, 60, 90 град.

Результаты решений, представленных в графической форме, демонстрируют наличие эволюции наклонных орбит и изменения периодов обращения центра масс низколетящего искусственного спутника в нецентральной поле гравитации Земли.

1. Русанов П.Г. Гравитационный аналог Земли и ее фигура. Известия МГТУ «МАМИ», № 4(22), 2014, т. 4, С. 76 -83.

ОПТИМИЗАЦИЯ ЭКСПЕДИЦИИ К ФОБОСУ С ВОЗВРАЩЕНИЕМ К ЗЕМЛЕ С КОМБИНИРОВАННОЙ ТЯГОЙ

И.С. Григорьев, М.П. Заплетин, А.С. Самохин, М.А. Самохина
iliagri@mail.ru, Zapletin_M@mail.ru, kipt35@gmail.com

МГУ им. М. В. Ломоносова

Рассматривается задача оптимизации экспедиции пространственного перелёта космического аппарата (КА) к Фобосу [1], [2].

В первой части миссии КА стартует с орбиты искусственного спутника Земли, соответствующей выведению с Байконура, с 2020 по 2030 г и прилетает на Фобос. Далее КА проводит исследования на Фобосе, в том числе забор проб грунта, продолжительностью не менее 30 дней. Во второй части миссии КА летит обратно от Фобоса к Земле. Общая продолжительность экспедиции ограничена 1500 днями. Положение Земли, Марса и Фобоса соответствует эфемеридам DE424 и MAR097. Гравитационные поля Солнца, Марса считаются центральными ньютоновскими. Аналогично учитывается гравитационное поле Земли в первой части миссии, во второй части притяжение Земли не учитывается. Предполагается, что КА и Фобос представляют из себя непритягивающие материальные точки, их координаты и скорости в конечный момент первой части и начальный момент второй части совпадают. Моменты старта и финиша КА оптимизируются. В первой части КА оснащен двигателями большой и малой тяги, управление осуществляется величиной и направлением вектора реактивной тяги, во второй части — только двигателями большой тяги. Угловое положение КА на исходной стартовой окружности, моменты включения, выключения тяги оптимизируются. Минимизируются затраты массы.

Рассматриваемая задача формализуется как задача оптимального управления и решается на основе принципа максимума Понтрягина. Краевая задача решается численно методом стрельбы с использованием модифицированного метода Ньютона и метода продолжения решения по параметру. Одной из трудностей, которые приходится преодолеть в ходе решения является перестройка структуры траектории. Производится сквозная оптимизация по параметрам задачи, оценивается возможный выигрыш при использовании комбинированной тяги по сравнению с использованием лишь двигателей большой тяги.

Литература

1. Т. М. Энеев. Актуальные задачи исследования дальнего космоса. // Космические исследования, 2005, том 43, №6, с. 403-407.
2. Фобос-Грунт. Проект космической экспедиции. Происходит Научное издание в двух томах. Том 1, 2. ФГУП “НПО им. С.А. Лавочкина” Роскосмоса, Институт космических исследований РАН, Москва, 2011.

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ МАЛЫХ АСИММЕТРИЙ НА ОТКЛОНЕНИЯ ПРОДОЛЬНОЙ ОСИ КОСМИЧЕСКОГО СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ОТ ВЕКТОРА СКОРОСТИ

**В.В. Корянов,
В.П. Казаковцев,**

**vkoryanov@bmstu.ru
kafsm3@bmstu.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Предложена аналитическая методика быстрой оценки влияния малых асимметрий на величину отклонения пространственного угла атаки космического спускаемого аппарата в условиях резонансного движения. Методика позволяет анализировать величины конструктивных параметров и аэродинамических коэффициентов по степени их влияния через асимметрии на отклонение продольной оси аппарата от вектора скорости. Методика основана на допущении быстрого развития режима резонансного движения. Рассмотрен пример влияния малых асимметрий в условиях резонанса для спускаемого аппарата, предназначенного для спуска в атмосфере Марса. Показано, что решение этой задачи по аналитической методике практически совпадает с результатами численного моделирования пространственного движения спускаемого аппарата.

ТЕХНОЛОГИЯ АДАПТАЦИИ СПУСКА В МАРСИАНСКИХ УСЛОВИЯХ К УСЛОВИЯМ СПУСКА В ЗЕМНЫХ УСЛОВИЯХ С ПРИМЕНЕНИЕМ НАДУВНЫХ ТОРМОЗНЫХ УСТРОЙСТВ (ПРОЕКТ РИТД)

**В.В. Корянов¹,
В.П. Казаковцев¹,
Ари-Матти Харри²,
Юри Хейлимо²,
Харри Хаукка²,
С.Н. Алексашкин³,
Игнасио Арруего Родригес⁴**

**vkoryanov@mail.ru
vpkazakovtsev@mail.ru
ari-matti.harri@fmi.fi;
jyri.heilimo@fmi.fi;
harri.haukka@fmi.fi
alexashkin@laspacespace.ru
arruegori@inta.es**

¹ Московский государственный технический университет им. Н.Э.Баумана;

² Финский метеорологический институт

³ ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина,

⁴ Национальный институт аэрокосмических технологий, Мадрид

Одним из наиболее важных этапов космического полета является заключительный этап - посадка космического аппарата на поверхность планеты. Трудность заключается в том, что необходимо уменьшить скорость с огромных значений во время входа в атмосферу до допустимых значений при посадке на поверхность планеты. Другим важным ограничением является предел веса и геометрические параметры космического аппарата.

Таким образом, вариантом, чтобы выполнить торможение космического спускаемого аппарата является использование надувных тормозных устройств. Одним из таких проектов, в котором используются надувные тормозные устройства является проект MetNet и его продолжение RITD-проект.

Конечная цель данного проекта - оценить возможность и преимущество технологии для использования при спуске в атмосфере Земли, чтобы доставить полезную

нагрузку небольшого размера с низкой орбиты Земли при относительно низких затратах.

TECHNOLOGY ADAPTATION LANDING IN MARTIAN CONDITIONS TO EARTH-CONDITIONS LANDING USING INFLATABLE BRAKING DEVICES (RTD PROJECT)

**Vsevolod V. Koryanov¹,
Victor P. Kazakovtsev¹,
Ari-Matti Harri²,
Jyri Heilimo²,
Harri Haukka²,
Sergey N. Aleksashkin³,
Ignacio Arruego Rodriguez⁴,**

**vkoryanov@mail.ru;
vpkazakovtsev@mail.ru;
ari-matti.harri@fmi.fi;
jyri.heilimo@fmi.fi;
harri.haukka@fmi.fi;
alexashkin@laspace.ru;
arruegori@inta.es**

¹Bauman Moscow State Technical University,

²Finnish Meteorological Institute,

³Lavochkin Space Association,

⁴National Institute for Aerospace Technology, Madrid

One of the most important stages of space flight is the final step - landing a spacecraft on the surface of the planet. The difficulty lies in the fact that it is necessary to reduce the speed with huge values during re-entry to the permissible values when landing on the planet's surface. Another important limitation is the limit weight and geometrical parameters of the spacecraft.

Thus, one possibility to perform braking of the spacecraft is the use of inflatable braking devices. One of such projects, which are used inflatable braking devices is MetNet project and its continuation RTD project.

The ultimate goal of this project - to assess the possibility and the advantage of this technology for use in a descent into the Earth's atmosphere to deliver payloads of small size with low-Earth orbits at relatively low cost.

ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ НАБЛЮДЕНИЯ ПОД ЗАДАНИЕ ЦЕЛЕВЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

И.Н. Ашимов, В.В. Волоцув

ashimov-i@yandex.ru, volotsuev@mail.ru

Самарский государственный национальный исследовательский университет имени С. П. Королёва

Космическая система наблюдения (КСН) – это тип космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), предназначенных для решения множества различных задач, а именно:

- Экологический контроль в районах геологоразведочных работ;
- Контроль чрезвычайных ситуаций;
- Создание и обновление топографических карт;
- Контроль хода различных процессов в сельском, лесном хозяйствах и др. задачи.

К космическим системам наблюдения предъявляются множество требований:

1. Обеспечение требуемого пространственного разрешения;
2. Максимально возможная производительность;
3. Долгий срок существования космической системы.

В связи с этим, стоит вопрос о подборе проектных характеристик оптико-электронной аппаратуры под заданные целевые требования.

Для решения поставленного вопроса, разработано программное обеспечение (ПО), реализующего подбор оптимальных проектных характеристик оптико-электронной аппаратуры на основе базы данных телескопических комплексов (апертура, фокусное расстояние, угол обзора телескопа и другие). Также используется база данных по оптико-электронным преобразователям (размер ПЗС-элемента, допустимая скорость бега изображения и др.). Результат работы ПО представляет собой вывод оптимального решения целевой аппаратуры наблюдения, а также несколько альтернативных решений.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМ ЗАЩИТЫ ЗЕМЛИ ДЛЯ ОТВЕДЕНИЯ АСТЕРОИДНОЙ ОПАСНОСТИ

Е.А. Николаева, О.Л. Старинова

nikolaevalizaveta@mail.ru

Самарский государственный национальный исследовательский университет имени С.П. Королёва

Целью моей работы является выявление параметров астероидов, сближающихся с Землей, поиск метода противодействия астероидной опасности и моделирование функционирования системы противодействия астероидной опасности.

Мной были выбраны следующие методы противодействия:

1. Размещение на астероиде двигателя с солнечными источниками энергии, который использует в качестве рабочего тела вещество астероида. При этом изменяется масса астероида и на него действует сила тяги, и астероид отклоняется от опасной орбиты.
2. Размещение рядом с астероидом управляемого космического аппарата (тягача), который за счет гравитационного притяжения изменяет орбиту астероида.

Для моделирования этих процессов разработаны математические модели движения тел с изменяемой массой и тягой и разработан программный комплекс. С помощью программного комплекса была получена картина движения астероида

Анализируя проделанную работу, делаем выводы: для первого метода потребуются создание двигателей с заданными параметрами и способа превращения вещества астероида в реактивное топливо. При моделировании изменения орбиты астероида с помощью размещения на нем реактивных двигателей с заданными характеристиками, увести астероид с опасной орбиты получится за 10 лет.

Что касается второго метода с тяжелым космическим аппаратом: космические аппараты с такими расчетными характеристиками существуют и могут быть использованы в качестве преодоления астероидной опасности. При расчетах с заданными характеристиками тягача получаем, что увести астероид с опасной орбиты можно менее чем за 5 лет.

ОБ УПРАВЛЯЕМОСТИ В ЗАДАЧЕ СТАБИЛИЗАЦИИ СПУТНИКА ПРИ ПОМОЩИ МАГНИТНЫХ МОМЕНТОВ

В.М.Морозов, В.И.Каленова

kalen@imec.msu.ru

НИИ механики МГУ

Магнитные системы ориентации широко применяются для управления и стабилизации спутников. Как известно [1,2], одной из основных проблем, возникающих при их использовании, является проблема установления управляемости системы.

Рассматривается движение спутника как твердого тела вокруг центра масс в дипольном магнитном поле. Спутник оснащен тремя взаимно перпендикулярными магнитными катушками, которые могут создавать любой по направлению, но ограниченный по величине момент. На спутник действует гравитационный момент, и орбита центра масс предполагается круговой. При исследовании управляемости используются линеаризованные в окрестности относительного равновесия уравнения, в которых в качестве управляющих воздействий включены компоненты магнитного момента.

Исследуемая система является линейной системой, в которой матрицы коэффициентов при управлении переменные. Она относится к классу линейных нестационарных систем, содержащих управление и допускающих приведение к стационарным системам в расширенном пространстве состояний [3]. Переход к стационарной системе осуществлен и проведен анализ управляемости на основе известных критериев. Указан способ построения алгоритма стабилизирующего управления на основе стационарной системы и проведено соответствующее математическое моделирование, подтверждающее его эффективность. Особое внимание уделено случаю движения спутника по полярной орбите.

1. Иванов Д.С., Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Ролдугин Д.С., Доронин Д.М., Овчинников А.В. Использование магнитных катушек и магнитометра для обеспечения трехосной ориентации спутника. Препринт ИПМ №47, М.:2015
2. Y.Yang. Controllability of spacecraft using only magnetic torques. IEEE Trans. On Aerospace and Electronic Systems. 2016. V.52 (2). P. 955-962.
3. В.И.Каленова, В.М.Морозов. Линейные нестационарные системы и их применение к задачам механики. М.: Физматлит. 2010. 208с.

ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ В СППР «КОСМОС»

А.Е. Куренных, В.А. Судаков

Alex71321@yandex.ru

МАИ (НИУ), ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

На кафедре 302 МАИ ведется разработка эффективной объектно-ориентированной системы имитационного моделирования для построения и имитационных исследований дискретных и непрерывно-дискретных имитационных моделей сложных технических систем (СИМ-С#). Целью представленной работы является интеграция «СИМ-С#» и системы поддержки принятия решений (СППР) «Космос», разработанной в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН совместно со студентами и сотрудниками кафедры 302 МАИ [1-4].

СППР «Космос» использовалась для определения приоритетности заявок на космические эксперименты при формировании программ научно-прикладных исследований, проводимых на российском сегменте МКС. Актуальной задачей является имитационное моделирование морских тренажеров, действий СОН и различных вариантов программ космических экспериментов. Подобные задачи характеризуются десятка-

ми критериев, поэтому требуется применение современных методов многокритериального анализа альтернатив заложенных в СППР «Космос».

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, проект 16-01-00571-а.

Литература

1. Осипов В.П., Судаков В.А., Хахулин Г.Ф. Информационные технологии формирования этапной программы научно-прикладных исследований на российском сегменте Международной космической станции // Вестник компьютерных и информационных технологий, 2012, №12, 24-28.
2. Хахулин Г.Ф. Основы конструирования имитационных моделей, М: НПК Поток, 2002.
3. Осипов В.П., Репченков Р.О., Судаков В.А. Методическое и программное обеспечение автоматизации формирования программ космических экспериментов на РС МКС // IX Конференция молодых ученых «Фундаментальные и прикладные космические исследования». Москва. ИКИ РАН. 2012.
4. Куренных А.Е. Подсистема имитационного моделирования в автоматизированной системе поддержки принятия решений «Космос». // Выпускная квалификационная работа. Москва, МАИ 2016.

МЕТОД ОЦЕНКИ СТОЙКОСТИ ФУНКЦИЙ БЕЗОПАСНОСТИ СРЕДСТВ ЗАЩИТЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТАМИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**А.Г. Андреев¹, Г.В. Казаков¹,
В.В. Корянов²**

vkoryanov@bmstu.ru

¹ 4 Центральный научно-исследовательский институт

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

Автоматизированная система управления полётами космических аппаратов подвержена воздействию значительного числа факторов риска, в том числе, и таких, как недостаточность или избыточность используемых средств защиты.

Нейтрализация этих факторов риска будет эффективной, если имеется возможность оценить показатели чувствительности и стойкости средств защиты информации автоматизированной системы управления полётами космических аппаратов. Для получения этих оценок, предложена типовая модель процесса противодействия угрозе. Для различных классов защищённости автоматизированных систем определяются базовые функциональные показатели безопасности, исходя из понятия стойкости функций безопасности, которая является характеристикой функции безопасности объекта оценки, выражающая минимальные усилия, предположительно необходимые для нарушения её ожидаемого безопасного поведения при прямой атаке на лежащие в её основе механизмы безопасности. Очевидно, что такое определение стойкости функции безопасности средства защиты информации не позволяет даже на интуитивном уровне в качественных величинах оценить её значение. В связи с этим введены строгие определения базовых понятий: механизма защиты, средства защиты, достоверности контроля, чувствительности и стойкости средств защиты информации.

Полное множество функций безопасности включает следующие их виды для средств защиты информации: предотвращение, обнаружение, локализация, нейтрализация угрозы и восстановление безопасного состояния автоматизированной системы управления полётами космических аппаратов. Показателем стойкости средств

защиты информации является коэффициент защищённости. Использование этой модели позволило получить аналитическое выражение для коэффициента защищённости, содержащего пять неизвестных. Получить дополнительные уравнения не представляется возможным. С использованием типовой модели процесса противодействия угрозе ставится задача определения некоторых ориентировочных значений вероятностей ошибок второго рода для перечисленных видов средств защиты, которые названы «опорными» значениями. Для определения этих значений оценены приоритеты перечисленных видов средств защиты информации, что позволило получить вариационный ряд значений вероятностей ошибок второго рода, и, в определённых случаях, задать требуемые значения вероятностей ошибок второго рода указанных видов средств защиты.



**ПРОБЛЕМЫ ТРУДОУСТРОЙСТВА И МОТИВАЦИИ МОЛОДЫХ
СПЕЦИАЛИСТОВ ПРЕДПРИЯТИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО
МАШИНОСТРОЕНИЯ**

Е.М. Щербакова

katherine_galak@mail.ru

РКК «Энергия» им. С.П.Королёва

Трудоустройство и мотивация молодых специалистов проблема актуальная, влияющая на профессиональное развитие и построение успешной карьеры молодых работников. При поиске работы молодые специалисты достаточно часто сталкиваются с нежеланием работодателей принимать их в организации, ввиду отсутствия опыта, в результате чего соглашаются на другую работу или худшие условия труда. Зарплата, не соответствующая ожиданиям, трудности при стремлении реализовать свой потенциал с помощью интересной творческой работы, однообразные задания, отсутствие четкого механизма карьерного роста, невозможность получить работу, соответствующую специальности – это причины возникновения трудового кризиса у молодых специалистов на индивидуальном уровне. Безусловно, что для решения проблемы необходима слаженная работа учебных заведений и предприятий. Важно, чтобы специалисты, пришедшие работать на отраслевые предприятия, имели желание и возможности для высокопроизводительного труда, профессионального и личностного развития. Для молодых специалистов сегодня актуальна реализация потребности в безопасности, которая будет удовлетворена за счёт стабильной занятости, гарантированного места работы, интересных заданий, справедливой зарплаты, обучении и повышении квалификации, карьерного роста. В условиях всеобщего кризиса, затронувшего отрасль ракетно-космического машиностроения, первоочередной задачей является разработка гибких мотивационных схем, способных к быстрому регулированию в случае внешних и внутренних изменений среды. Стимулирующие системы есть на всех отраслевых предприятиях, но необходима большая и серьёзная работа по их актуализации и приведению в соответствие с современными требованиями. Для этого возможно использование методов управления качеством, например, метода QFD. Построение систем мотивации должно вестись в соответствии с моделями качества. Выполнение трудовых обязанностей работниками на высоком уровне невозможно без их заинтересованности в этом, что можно реализовать только с помощью предоставления актуальных благ, удовлетворяющих потребности, установленные в результате периодических исследований. Важно разработать мотивационные схемы, способствующие вовлечению персонала, что, несомненно, отразится на качестве труда сотрудников.

ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫЙ ПОТЕНЦИАЛ КУЛЬТУРНОГО ЛАНДШАФТА КОСМИЧЕСКИХ НАУКОГРАДОВ РОССИИ

**М.И. Кузнецов,
М.Н. Костикова,**

**kmikmi@mail.ru
mnkostikova@yandex.ru**

НП «Союз развития наукоградов России»

Научно-культурный феномен российских наукоградов как «точек роста» не только экономики знаний, но и общества знаний сегодня получает и нормативное закрепление. Федеральным законом «О статусе наукограда Российской Федерации» с 2017 г. наукоградам предписано иметь собственные Стратегии социально-экономического развития.

В наукоградах (и особенно космических - их в нашей стране более двадцати) формируется новая культура постиндустриального общества, а в их культурном ландшафте, наряду с природной и антропогенной материальной составляющей, имеется и нематериальная, прежде всего высокого уровня научные и инженерные школы.

Чрезвычайно актуальным сегодня становится использование культурно-образовательного пространства космических наукоградов в формировании «человека инновационного» и социально-культурной и профессиональной самоориентации подрастающего поколения.

Развивающиеся наукограды все больше приобретают характер интегрированных научно-культурно-образовательных комплексов. Осуществляют и важнейшую функцию общественного развития – функцию трансляции культуры, прежде всего через образовательные комплексы, программы и технологии.

Потенциал и опыт наукоградов в сфере аэрокосмического образования нами был рассмотрен ранее.

В докладе рассматривается научно-культурный потенциал космических наукоградов и их культурного ландшафта в аспекте использования в довузовском образовании и профориентации для привлечения молодежи в космическую и другие наукоемкие отрасли, а также в сфере образования в целом.

МОТИВАЦИЯ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ОБУЧАЮЩИХСЯ КАК ВАЖНЫЙ ФАКТОР ЕЕ УСПЕШНОСТИ

Т.И. Буркова

fsik62@mail.ru

МОУ СОШ №21 г. Подольск

В современном мире стремительно развивающейся науки и информационных технологий очень важно уметь быстро и качественно находить необходимую информацию, принимать решения в нестандартных ситуациях. Задача педагога состоит в создании специальных ситуаций, способствующих развитию поисковой активности обучающихся. Но прежде чем приступить к поиску, изучению чего-либо, педагогу надо пробудить у обучающихся интерес.

Мотивация учения, интерес к учебной, познавательной деятельности всегда занимали ведущие места среди факторов, определяющих продуктивность процесса обучения. Исследовательский подход в обучении – это путь научного познания, формирования научного мировоззрения, развития мышления и познавательной самостоятельности. В настоящее время наблюдается интерес к исследовательской деятельности как методу повышения интереса обучающихся к учебе и развитию их

самостоятельной активности. Организуя сотрудничество и сотворчество, обладая творческим потенциалом, педагогу необходимо создать творческую среду, которая инициирует творческие начинания обучающихся. Важно, чтобы развитие исследовательских умений было целенаправленным и систематическим.

Наша школа 25 лет сотрудничает с МГТУ им. Н. Э. Баумана, 10 лет сотрудничает с Космическим центром и факультетом «Специальное машиностроение»! Главным итогом совместной работы в аэрокосмическом направлении является участие во Всероссийской олимпиаде школьников «Шаг в будущее. Космонавтика» при МГТУ им. Н. Э. Баумана. За эти годы в программе приняли участие 95 школьников, из них 49 (51%) стали призерами и победителями, а 16 школьников по итогам программы стали студентами факультета «Специальное машиностроение» самого престижного технического вуза страны! Благодаря этому сотрудничеству функционирует так называемый «социальный лифт»: одаренная молодежь из разных школ имеет возможность проявить свой интеллектуальный потенциал, участвуя в проектной, творческой и научно-исследовательской работе, организуемой МГТУ им. Н.Э. Баумана.

РАЗВИТИЕ И ФОРМИРОВАНИЕ УСТОЙЧИВОЙ МОТИВАЦИИ ДОСТИЖЕНИЯ УСПЕХА

Д.Д. Бронников, Р.А. Золоев, Т.И. Буркова fisik62@mail.ru

МОУ СОШ №21 г. Подольск

Формирование мотивации учения - одна из центральных проблем средней школы. Ее актуальность обусловлена обновлением содержания обучения (ФГОС), постановкой задач формирования у школьников приемов самостоятельного приобретения знаний и познавательных интересов, формирования у них активной жизненной позиции.

Основным видом мотивации обучения в нашей школе – мотивация на успех. Для того, чтобы к обучающемуся пришло понимание нужности, важности, целесообразности изучения предмета, необходимо, чтобы обучение опиралось на его потребности, мотивы, интересы, имело для него личностный смысл.

Значимым условием развития мотивации школьника является личность учителя и характер его отношения к ученику. Сам учитель должен являть собой образец вундерленне мотивированной деятельности достижения.

Мотивация оказывает большое влияние на продуктивность учебного процесса и определяет успешность учебной деятельности. Отсутствие мотивов учения неизбежно приводит к снижению успеваемости, интереса к саморазвитию.

Внеурочная работа является необходимым продолжением и дополнением к основной форме работы обучающихся на уроке и основывается на тех же педагогических принципах. Главными из них являются принципы доступности, научности и систематичности, а также принципы развивающего обучения.

Олимпиадное движение является одним из направлений выявления одаренных детей. При подготовке обучающихся к участию в олимпиаде происходит формирование устойчивой положительной мотивации учебной деятельности.

За десять лет участия в олимпиаде «Шаг в будущее. Космонавтика» стали призерами творческого тура – 49 (51%) обучающихся, из них одиннадцатиклассников – 16 (64%), стали студентами МГТУ им. Н. Э. Баумана – 16 (64%), студентами других технических вузов – 9 (36%). В большей степени, именно это является мотивацией достижения успеха учеников нашей школы!

ФОРМИРОВАНИЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ РАЗВИВАЮЩЕЙ СРЕДЫ ПРОФИЛЬНОГО ИНЖЕНЕРНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ОБУЧЕНИЯ МОЛОДЕЖИ В МГТУ ИМ. Н.Э. БАУМАНА

**Н.Ф. Зеленцова,
Е.В. Зеленцова,**

katez@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Формирование и развитие у современных школьников мотивации к осознанному выбору профессии «инженер» требует сопровождения, научно-методической и организационно-учебной поддержки профильного инженерно-технического обучения, особенно в аэрокосмической области.

Особую актуальность приобретает задача по развитию интеллектуально-развивающей среды профильного инженерно-технического обучения, совершенствованию дополнительных образовательных программ, разработке новых методов и созданию особых форм обучения в инженерных классах.

В МГТУ им. Н.Э. Баумана разработана система непрерывного профильного инженерно-технического обучения при интеграции общего и дополнительного образования. Начиная с 2013 г. на основании договоров о взаимодействии с 97 профильными образовательными организациями г. Москвы, Московской области, г. Байконура и др., прошедшими процедуру добровольной академической аттестации, в основу которой заложено качество образования, созданы благоприятные условия для подготовки будущих инженерных и научных кадров для наукоемких отраслей промышленности, в том числе ракетно-космической, атомной и др. оборонных отраслей, обеспечивающих национальную безопасность России. Взаимодействие со школами осуществляется Отделом взаимодействия с профильными школами ЦДП совместно с факультетами, кафедрами и научно-образовательными центрами мирового уровня.

Разработаны и внедрены такие формы предпрофильного и профильного обучения, как обучающие научно-ознакомительные экскурсии с проведением лабораторных экспериментов; курсы по выбору школьников – «Введение в инженерную специальность. Бауманская школа будущих инженеров» (10 инженерных направлений), «Образование и научное творчество: вчера сегодня, завтра» (10 направлений), реализующие принцип «Обучение через науку»; летние инженерные практики по индивидуальным образовательным траекториям, которые формируют сами школьники и др. По этим направлениям ежегодно обучается около 3000 школьников, что позволяет формировать интеллектуально-развивающую среду профильного обучения. Одновременно с этим проводится повышение квалификации более 100 педагогов, работающих профильных в инженерных классах.

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫЕ ПРОГРАММЫ ДЛЯ ПЕДАГОГОВ В УСЛОВИЯХ ИНТЕГРАЦИИ ОБЩЕГО И ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ОБРАЗОВАНИЯ

Вик. В. Зеленцов

victor.zelentsov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Совершенствование системы развития педагогических кадров в целях повышения эффективности профильного аэрокосмического образования является одной из актуальных задач в условиях интеграции общего и дополнительного образования.

В МГТУ им. Н.Э. Баумана разработан и реализован ряд дополнительных образовательных программ для педагогов, направленных на решение проблем профильного инженерно-технического обучения.

Программы «Формирование исследовательской компетенции учащихся инженерных классов при выполнении индивидуальных проектов в условиях профильного обучения в соответствии с ФГОС среднего общего образования» содержат 3 цикла углубленного профильного уровня, основополагающим из которых является цикл «Техника и технологии», включающий 9 обучающих практикоориентированных семинаров, позволяющих развивать у педагогов следующие компетенции: способность руководить проектной и исследовательской деятельностью обучаемых, в т.ч. и по Олимпиаде «Шаг в будущее. Космонавтика», способность к построению и реализации метапредметных связей, готовность использовать современное лабораторное оборудование в учебном процессе, осуществлять инженерный эксперимент. Автором разработаны и реализованы программы следующих семинаров, направленных на повышение качества аэрокосмического образования: «Современное состояние пилотируемой космонавтики», «Масштабное моделирование как инструмент развития мотивации учащихся к изучению истории развития техники». В результате обучения по дополнительным образовательным программам педагоги получают комплект научно-методических материалов в электронном виде, объемом на 5-6 уроков, позволяющих оперативно внедрить их в практику профильного обучения в виде элективных курсов, практических работ на основе деятельностно-компетентного подхода. В методические материалы включены также методологические основы проектной и исследовательской деятельности школьников, с практической реализацией которых педагоги ежегодно знакомятся на научно-методическом практикуме непосредственно в секциях олимпиады «Шаг в будущее. Космонавтика», проводимых МКЦ МГТУ им. Н.Э. Баумана.

РЕАЛИЗАЦИЯ НАУЧНО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЙ ПРОГРАММЫ НАЧАЛЬНОГО ИНЖЕНЕРНОГО ОБРАЗОВАНИЯ НА БАЗЕ МДЦ «АРТЕК»

В.В. Леонов, Е.Г. Буркова

lv@bmstu.ru, burkelen@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Одним из основных направлений стратегии инновационного развития России до 2020 года является повышение престижа научной и инженерной деятельности, в том числе развитие начального инженерного образования, т.е. формирование инженерных компетенций в системе дополнительного образования. Следуя этой стратегии, в июле 2016 году на базе Международного детского центра (МДЦ) «Артек» при поддержке

МГТУ им. Н.Э. Баумана был дан старт новой научно-образовательной программе, получившей название лагерь-семинар «Шаг в будущее». Участниками программы стали 50 школьников 7-10 классов, получивших путёвки в Артек за победу в олимпиаде школьников «Шаг в будущее», а также несколько групп учащихся, увлекающихся техникой и отдыхающих в МДЦ в рамках оздоровительных программ. Всего в программе приняло участие 124 школьника.

Программа направлена на решение следующих задач:

- популяризации инженерной деятельности с целью повышения мотивации школьников к дальнейшему выбору инженерного образования и, соответственно, профессии;
- формирования условий, позволяющих вывести изучение математики, физики и информатики на качественно новый уровень;
- решения небольших инженерных задач с целью развития у школьников творческих способностей, инженерного мышления и интереса к научно-исследовательской деятельности.

Лагерь-семинар представлял собой четыре учебных модуля – «Клуб юных радиолюбителей», «Компьютерное моделирование», «Измерения в природе и технике», «Arduino для начинающих на примере разработки модели робота-планетохода». Модули реализовывались параллельно в течении одной тематической смены (20 дней).

Одним из важнейших направлений реализации программ начального инженерного образования является профориентационная работа специалистов инженерных вузов среди школьников. Поэтому параллельно с реализацией образовательных модулей, были организованы профориентационные мастер-классы для всех лагерей МДЦ «Артек», в рамках которых школьников познакомили с деятельностью ведущих предприятий космической отрасли и оборонно-промышленного комплекса.

РУССКИЙ МЕТОД ОБУЧЕНИЯ: ТЕХНИЧЕСКАЯ ГЕНЕТИКА В МЕТОДИКЕ ДЛЯ ШКОЛЬНЫХ КЛАССОВ ИНЖЕНЕРНОГО ПРОФИЛЯ

В.В. Воробьёв

didaskalia-vvv@mail.ru

Союз краеведов России

Русская школа образования, как широко известно, предполагает соединение в образовательном процессе теоретические и практические занятия. Кроме этого, ещё одним из основополагающих принципов Русской школы является последовательное освоение технической специальности путём постепенного усложнения изучаемого материала. История развития техники также показывает постепенное усложнение конструкций и видов техники. Это позволяет: а) построить параллели в обучающей программе между научно-аналитическим содержанием и техническими решениями прошлых веков, которые из-за конструктивной простоты более доступны учащимся (школьникам); б) учиться на достижениях наших соотечественников, имеющими мировые приоритеты. Такой подход позволяет также учитывать, что технические достижения, сделанные ранее в одной области техники со временем, начинают использоваться в других её областях.

Можно привести некоторые примеры, связывающие развитие техники и технологии с эволюцией учебного материала для преподавания. Первый запуск управляемых ракет (калибр 102 мм) из-под воды произведён на реке Неве П.П. Ковалевским в 1834 г. с металлической подводной лодки К.А. Шильдера (экипаж 18 человек). О.С. Костович сконструировал автономный скафандр (1881 г.), он позволял находиться под водой 6 часов (без сообщения с поверхностью). Основатель аэронавигации М.М. По-

Секция 14

морцев создал нефоскоп за эту работу, в 1895 г. удостоен премии Русского технического общества (за совокупность научно-технических достижений – орден Почётного легиона Франции, 1900 г.). Он инициатор практического применения аэрофотосъёмки, в 1908 г. создал фотоаппарат для автоматической записи фотограмметрических данных, а в 1915 г. – гироскоп. Д.М. Соколычев осуществил первую радиопередачу с самолёта на землю (1911 г.), используя радиустановку собственной конструкции. В 1922 году О.В. Лосев создал кристадин (транзистор); ему также принадлежат изобретения диода и светодиода.

Именами первых инженеров названы малые планеты и кратеры Луны. Их опыт – наш ориентир в образовании школьников и молодёжи.

МЕЖДУНАРОДНЫЙ ЧЕМПИОНАТ «СФЕРЫ»

**А.М. Садовский¹,
Н.С. Бирюкова²**

asadovsk@iki.rssi.ru

¹ИКИ РАН,

²ФГУП ЦНИИМаш

Космический эксперимент Сферы направлен на демонстрацию возможностей программирования космических аппаратов учащимся школ и вузов 14–19 лет, которые активно участвуют в разработке программ для спутников в рамках ежегодной задачи. Программы разрабатываются для экспериментальных спутников Сферы (SPHERES), находящихся на борту международной космической станции (МКС).

Эксперимент включает в себя программирование данных спутников, их свободный полёт в условиях микрогравитации во внутреннем объеме отсеков МКС, получение видеоинформации о движении спутников Сферы и передача ее на Землю для проведения анализа. Задание очередного чемпионата объявляется за 5 месяцев до финала. Написанная программа контролирует скорость спутника, вращение, направление движения и т.п., не должна превышать установленный размер, должна быть автономной – участники не могут контролировать спутник во время запуска программы. В финале лучшие программы запускаются на МКС в режиме онлайн.

Этот проект даёт возможность российским школьникам старших классов и студентам выступить в роли наземных операторов, проводящих научно-исследовательскую работу в условиях космоса на борту МКС с использованием спутников Сферы. Проект способствует воспитанию нового поколения учёных и инженеров, помогает молодёжи приобретать инженерно-технический опыт и такие важные профессиональные навыки, как умение решать научно-технические задачи, работать в команде, делать презентации и другие навыки.

В докладе рассматриваются итоги трехлетней работы проекта, достижения, проблемы и нерешенные вопросы.

РАЗРАБОТКА НОВОГО ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО КОНТЕНТА ДЛЯ ОБУЧЕНИЯ ШКОЛЬНИКОВ В УНИВЕРСИТЕТСКИХ НАУЧНО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ЦЕНТРАХ

В.И. Майорова, Д.А. Гришко, В.В. Леонов ysc@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В старших классах перед многими школьниками встаёт вопрос выбора будущей специальности, а, соответственно, и высшего учебного заведения, которые определяют характер их деятельности и профессиональные интересы как минимум на несколько лет вперед, а возможно, и на всю дальнейшую жизнь.

С целью познакомить школьников и абитуриентов со спецификой той или иной специальности, помочь правильно выбрать профессию, соответствующую их интересам, и мотивировать к более усердному изучению профилирующих предметов естественно-научного цикла в Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана проводятся различные профориентационные мероприятия, среди которых можно выделить:

- дни открытых дверей, когда школьникам показывают кафедры Университета и рассказывают о специфике той или иной специальности и её будущем применении,
- научно-технические олимпиады, позволяющие отобрать талантливых ребят со всей России и зачислить их вне конкурса в университет,
- элективные занятия: лекции и лабораторные практикумы.

Космическая тематика является одним из приоритетных направлений подготовки в МГТУ им. Н.Э. Баумана, поэтому значительная часть элективных занятий направлена на ознакомление и привлечение школьников в эту область науки и техники. Для обучения школьников используются университетские научно-образовательные центры. В МГТУ им. Н.Э. Баумана таких центров насчитывается более 15, среди них: «Ионно-плазменные технологии», «Новые материалы, композиты и нанотехнологии», «Фотоника и ИК-техника», «Технопарк информационных технологий», «Гидронавтика», «Молодежный космический научно-образовательный центр» и другие. Для учащихся школ-партнёров в МГТУ им. Н.Э. Баумана проводятся специальные практические занятия, предусматривающие демонстрацию применения школьных знаний на уникальном оборудовании, которым оснащены университетские научно-образовательные центры. Такой подход позволяет значительно расширить образовательное пространство для школ и лицеев.

В статье авторы приводят примеры разработанного в Учебно-научном молодежном космическом центре МГТУ им. Н.Э. Баумана цикла лабораторных работ, которые способствуют повышению качества освоения школьной программы по физике, математике и информатике. Среди них, например, лабораторная работа, предполагающая изучение эффекта Доплера на примере изменения частоты радиосигнала, поступающего с космического аппарата на наземную станцию. Источником сигнала является функционирующий космический аппарат, лабораторное оборудование представлено управляемой антенной, приёмником и системой отображения поступающей информации. Школьники отслеживают динамику изменения частоты принимаемого сигнала, вычисляют сопутствующие кинематические характеристики движения спутника. Отличительной особенностью такого подхода к обучению, предлагаемого авторами, является использование штатного центра управления полетами (ЦУП), при этом, учащиеся имеют дело с оперативной космической информацией, поступающей в ЦУП с реального космического аппарата, находящегося на орбите.

Школьникам предлагается провести все вычисления при выполнении лабораторных работ с использованием современных пакетов программ, в том числе, Microsoft Excel и MathCad.

Разработанный авторами статьи цикл лабораторных работ является эффективным образовательным инструментом, мотивирующим школьника качественно освоить естественно-научный цикл дисциплин и выбрать будущую специальность, связанную с инженерным делом.

ПОДВОДНЫЕ СИСТЕМЫ И УСТРОЙСТВА: ПРОЕКТЫ СТУДЕНТОВ КАФЕДРЫ «РАКЕТОСТРОЕНИЕ» БГТУ «ВОЕНМЕХ» И КАФЕДР ТЕХНИЧЕСКОГО ДИЗАЙНА ХПА И ПОЛИТЕХА

**М.Н. Охочинский,
С.А. Чириков**

mno1955@yandex.ru

БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова г. Санкт-Петербург

Набор методов проектирования, используемых в аэрокосмической промышленности (формирование состава объекта с использованием обобщенных структур в формате И-ИЛИ-дерева, имитационное моделирование, оптимальное проектирование и т.п.), отличается по типовым приемам от используемых в других областях техники. Это позволяет создавать изделия с более высокими показателями качества, поэтому внедрение таких методов в другие области техники часто дает положительный эффект. Кафедра «Ракетостроение» Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в порядке верификации направлений своей работы накопила большой опыт проектирования различных систем для освоения глубин Мирового океана – от подводных средств движения до устройств, обеспечивающих работу человека под водой.

В настоящее время кафедра «Ракетостроение» совместно с кафедрами промышленного дизайна Художественно-промышленной академии им. А. Л. Штигица, а также аналогичной кафедрой Санкт-Петербургского Политехнического университета проводят эксперимент по обучению студентов старших курсов взаимодействию «конструктор – дизайнер» при создании образцов новой подводной техники.

В частности, студентами старших курсов этих разнопрофильных вузов разработаны и защищены в качестве выпускных квалификационных работ проекты следующих технических устройств:

- проект «Подводный аппарат туристического назначения» (будучи показанным на нескольких выставках студенческого научно-технического творчества, этот проект неоднократно был удостоен различных призов);
- проект нового гидрокостюма для спасения космонавтов в случае приводнения спускаемого аппарата космического корабля;
- проект комплекса специального снаряжения для подводной антитеррористической группы;
- дизайн-проект нового снаряжения для занятий дайвингом.

В проводимых работах было занято более 30 студентов; они участвовали в нескольких конкурсах грантов, организованных Правительством Санкт-Петербурга, Минобрнауки России и РАН (получено более 10 грантов), выступали на ряде международных и общероссийских научно-технических конференций, опубликовали более 20 работ сборниках трудов этих конференций и различных научных журналах.

О ФОРМИРОВАНИИ УПРАВЛЕНЧЕСКИХ КОМПЕТЕНЦИЙ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ КОЛЛЕКТИВНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ ПРОЕКТОВ

В.А. Игрицкий, В.И. Майорова ysc@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Выполнение коллективных технических проектов широко применяется в дополнительном аэрокосмическом образовании. Учебно-научный молодежный космический центр МГТУ им. Н.Э. Баумана более 20 лет использует проектно-ориентированный подход при реализации образовательных программ, нацеленных на развитие творческих способностей школьников и студентов, увлеченных космонавтикой. Особенностью творческого процесса, в который вовлекаются обучаемые, является большое количество его участников: в одном проекте одновременно может участвовать более 100 человек. В связи с этим обстоятельством все участники проекта делятся на рабочие группы и подгруппы. В большинстве случаев при наличии, как правило, всего двух-трех преподавателей, непосредственно руководящих выполнением проекта, руководителями групп и подгрупп назначаются студенты и аспиранты. Таким образом, несколько групп студентов, например, разделенных по разным целевым задачам, работают на единый результат. В этом случае достижение поставленной цели в проекте напрямую зависит не только от преподавателей, но и от студентов - руководителей групп и подгрупп. Особенностью их деятельности в качестве руководителей является не только необходимость управления коллективом в собственной группе, но и одновременном взаимодействии с другими целевыми группами. Часто условия работы в коллективном проекте осложняются короткими сроками его выполнения, разным уровнем подготовленности участников, их принадлежностью к разным языковым группам. Такие условия работы руководителей групп и подгрупп по уровню и типу психологической нагрузки приближены к реальным при выполнении сложных наукоемких проектов, характерных для аэрокосмической промышленности, и способствуют формированию у лучших студентов и аспирантов, участвующих в проектах в качестве командных лидеров, соответствующих управленческих компетенций и профессиональных навыков, таких, как: способность к адаптации, нацеленность на результат, умение налаживать стратегические взаимоотношения, умение распределять полномочия в коллективе, умение управлять рабочим процессом, умение убеждать и другие.

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЙ МАРАФОН «КОСМИЧЕСКАЯ ОДИССЕЯ»

О.Н. Калаева, Т.Н. Калаева kalayeva@yandex.ru

МБОУ СОШ№10 г. Чебоксары

Космическое образование – это неотъемлемая часть культуры в современном обществе. Сегодня в школах идет процесс внедрения нового образовательного стандарта, в основе которого лежит «системно-деятельностный подход. Интеллектуальный Марафон обеспечивает активную учебно-познавательную деятельность обучающихся, а усиление действия происходит через рефлекссию. Таким образом, полученный опыт, осмысленный и осознанный, превращается в средство для достижения новой, уже более высокой, цели.

Цель Марафона - формирование у подрастающего поколения гражданской позиции, патриотических качеств, расширение знаний и стимулирование интереса к истории освоения космоса, космонавтике.

Секция 14

Задачи:

- пропаганда развития российской космонавтики;
- развитие интеллектуальных и творческих способностей обучающихся;
- внедрение в воспитательную работу новых информационных технологий.

Интеллектуальный марафон «Космическая одиссея» рассчитан на обучающихся 6-11 классов и проходит в течение трех месяцев. Участие – индивидуальное. Марафон состоит из четырех эпизодов (три дистанционные, один – очный). Задания сгруппированы по разделам:

«Первопроходцы космических далей» - задания о героях, «пионерах космоса»;

«Космическая эра: веки большого пути» - задания на знание истории освоения космоса;

«Космос начинается с Земли» - задания на определение географических объектов по картам;

«Звездные сыны Чувашии» - задания о космонавтах Чувашской республики.

Очный эпизод проводится в виде игры по станциям, участники решают практические задания: дешифрирование снимков, сборка космического аппарата, проведение биологических опытов, сдача спортивных нормативов и другие.

Технологии открытого образования в отечественной школе применяются до сих пор недостаточно широко, такое событие как Интеллектуальный Марафон способствует переходу к личностной и компетентностной парадигмам.

Ожидаемые результаты: получение импульса к саморазвитию и творческому поиску, развитие инфокоммуникационной культуры, развитие умений работать с разными источниками информации, профессиональное самоопределение.

ЛЕТНЯЯ АЭРОКОСМИЧЕСКАЯ ШКОЛА КАК СПОСОБ ФОРМИРОВАНИЯ ИНТЕРЕСА К НАУЧНОЙ И ИНЖЕНЕРНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

**Е.А. Изжеуров,
О.П. Чостковская**

iszheurov@ssau.ru

СГАУ им. С.П. Королева

Международная летняя аэрокосмическая школа - это образовательный проект Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королёва при поддержке Роскосмоса. Более сотни талантливых детей из 17 регионов России, включая Якутию, Амурскую область, Липецкую область, Чувашию и Сахалин, а также иностранные участники из Анголы, Конго, Узбекистана на 10 дней погрузились в Самаре в мир науки, авиации и космонавтики, осваивали 3D-моделирование, изучали азы наноинженерии, а также с азартом участвовали в битве роботов и запускали собственные модели ракет на соревнованиях по ракетомоделированию.

На базе научно-исследовательских центров Самарского университета для участников летней аэрокосмической школы работали шесть лабораторий. Итогом работы школы стала презентация лучших работ участников по всем лабораториям. В лаборатории дистанционного зондирования земли, например, дети изучали космические снимки и на основе этой работы подготовили несколько докладов с актуальной проблематикой.

Участник лаборатории «небесная механика» не ограничился устным докладом о системе космического назначения «Воздушная спираль», а продемонстрировал сделанную им модель орбитального самолёта. Презентовали свои проекты и ученики ла-

боратории по 3D-моделированию. Моделью для первого проекта послужил самарский памятник штурмовику ИЛ-2. Модель была успешно выращена на 3D-принтере.

Школьники исследовали возможности робота на платформе Arduino. В подарок победители битвы роботов получили робототехнические наборы «Эволюция», разработанные в Самарском университете. В секции ракетомоделирования прошли эффектные соревнования по запуску моделей ракет.

Успех аэрокосмической школы позволяет предположить, что география проекта будет интенсивно расширяться, а это значит, что молодых специалистов в стране будет всё больше. Проведение летней аэрокосмической школы можно считать этапом работы школьников «от слов и идей к воплощению»!

ФОРМИРОВАНИЕ ПРОФЕССИОНАЛЬНЫХ ТРАЕКТОРИЙ У ТВОРЧЕСКИ ОДАРЕННОЙ МОЛОДЕЖИ

**Е.А. Изжеуров,
Е.К. Беляева,**

**iszheurov@ssau.ru
belyaeva1301@gmail.com**

СГАУ им. С.П. Королева

В целях повышения эффективности выявления и развития творчески одаренной молодежи в сфере науки, техники и технологий, укрепления творческих связей средней и высшей школы, создания информационной базы для ведения индивидуализированной развивающей работы с наиболее творчески одаренными обучающимися в университете внедрена научно-образовательная программа конкурсного отбора школьников Самарской области в Губернаторский реестр творчески одаренной молодежи в сфере науки, техники и технологий - программа «Взлет».

На начальном этапе в университете была сформирована группа научных консультантов индивидуальных проектов школьников, состоящая из профессорско-преподавательского состава университета. Каждый научный консультант формулировал несколько актуальных, подходящих для исследования школьниками тем по своему профилю. Эти темы были введены координатором университета в инфокоммуникационную систему (ИКС) «Взлет». Впоследствии ученик в паре со своим школьным учителем выбирал интересующую его тему через ИКС «Взлет». Далее начиналась совместная работа сформированного трио из ученика, учителя и научного консультанта. Со стороны научного консультанта была оказана помощь в разработке проекта, подборе литературы, проведении экспериментальной части исследовательского проекта. В ходе работы над темами ребята получили возможность понять физические основы современных технологий, их связь с изучаемыми в школе дисциплинами и познакомиться с современным научно-исследовательским оборудованием в научных лабораториях университетов.

В течение 2015/16 учебного года в ИКС «Взлет» было зарегистрировано более 780 учеников и более 430 ученых крупных вузов Самарской области. Университетами было представлено более 580 тем проектов исследовательской направленности. Значительная часть этих работ была представлена преподавателями и аспирантами ведущих кафедр Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева.

Данный проект позволил творчески одаренным ребятам повысить мотивацию к занятиям творческой деятельностью, а университету – получить талантливых абитуриентов, осмысленно выбравших свою специальность.

О РОССИЙСКО-КИТАЙСКИХ ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ПРОГРАММАХ

А.В. Швецова usc@sm.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

На современном этапе российско-китайское взаимодействие характеризуется широким спектром областей сотрудничества, включающих в себя торгово-экономические, научно-исследовательские, образовательные, гуманитарные и другие связи. В последние несколько лет отношения в сфере учебной и научно-исследовательской деятельности развиваются очень быстро. В российских университетах открываются кафедры по изучению китайского языка и культуры Китая, а в китайских – русского языка и культуры России. Для обмена опытом и знаниями в области космических исследований китайским студентам предоставляется возможность обучаться в технических университетах нашей страны на соответствующих специальностях, в свою очередь, российские студенты обучаются в китайских вузах на тех же условиях.

На базе университетов создаются ассоциации, клубы, летние школы для более эффективного обмена знаниями, опытом и культурного просвещения. В 2011 году под руководством МГТУ им. Н.Э. Баумана и Харбинского политехнического университета была создана Ассоциация технических университетов России и Китая (АТУРК), в рамках которой проводятся научные конференции, образовательные программы и молодежные научные обмены студентами. Выявление и развитие творческих и изобретательских способностей студентов является основной целью таких программ. Таким образом, создаётся благоприятная среда для развития студенческих международных отношений и формирования сильной международной команды, способной реализовывать прорывные космические проекты в ближайшем будущем.

В июле 2016 года в Пекине на базе университета Бэйхан проходила ежегодная международная студенческая олимпиада по космосу, в которой приняли участие 4 студента из нашего университета. Всего в конкурсе принимали участие 66 студентов из 9 стран: России, Китая, Гонконга, Канады, Марокко, Египта, Франции, Испании и Португалии. Главным творческим заданием для студентов было создание космического аппарата для исследования дальнего космоса. А в период с 13 по 15 августа 2016 года состоялась конференция по проектированию спутников малых классов Sino-Russian University Students Satellite Innovation Design Contest в рамках Ассоциации технических университетов России и Китая, на которой были представлены работы двух команд МГТУ им. Н.Э. Баумана, которые заняли первое и третье места в конкурсе проектов.

Участие в подобных соревнованиях дает возможность студентам получить опыт в разработке технических проектов, в публичном представлении результатов своей работы на международном уровне, появляются стимул и идеи для дальнейшего развития своего научного исследования, студенты обмениваются опытом и знаниями друг с другом, а также получают незабываемые впечатления от международного сотрудничества и знакомства с другой страной.

ПРОФЕССИОНАЛЬНАЯ ОРИЕНТАЦИЯ В ИНСТИТУТЕ КОСМИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ РУДН

Г.Ю. Гусева, М.Д. Князева, В.Г. Маняхина, Е.В. Школяр
experkosm@gmail.com

Институт космических технологий РУДН

Кадры решают все... На предприятиях космической отрасли остро стоит кадровый вопрос. В ведущих профильных ВУЗах развернута работа по профориентации. Институт космических технологий Российского университета Дружбы народов (ИКТ РУДН) образован три года назад, и работа по профориентации школьников только набирает обороты. Имеется механизм работы со школьниками Москвы и регионов по распространению и пропаганде знаний по истории и достижениям Российской космонавтики – это учебный сайт www.будущим-космонавтам.рф. Дистанционная работа со старшеклассниками позволяет решить многие проблемы, связанные с территориальной удаленностью центра профориентации и нехваткой свободного времени у учащихся выпускных классов.

Однако дистанционная работа со школьниками в чистом виде редко бывает успешной. Нужны очные встречи, конференции, круглые столы и другие мероприятия, на которых ребята лично могут задать интересующие вопросы и получить компетентные ответы.

С 2017г. обучающие дистанционные программы и конкурс «Эксперимент в Космосе» будут реализовываться в ИКТ РУДН совместно с ГБПОУ «Воробьевы горы». Уже несколько поколений школьников, занимающихся по данной программе, получили знания по астрономии и космонавтике и осуществили ряд биологических и физических экспериментов на биоспутниках и борту МКС. Надеемся, что это создаст новые возможности Программе по привлечению к обучению не только московских школьников, но и ребят из других регионов.

В октябре 2016 года стартовал новый образовательный проект, который продолжит Уроки из космоса Александра Сереброва – «Уроки из космоса в новом формате». Проект был поддержан Московским образовательным каналом. Его цель привлечь к урокам из космоса и космонавтов, и школьников, и представителей космической отрасли. Для съемок отдается предпочтение объектам, которые в той или иной степени связаны с космосом. Сегодня уже сняты три урока, которые размещены на сайте <http://dogm.tv/> в разделе «Плюс к школьной программе».

О ЗАОЧНОЙ СИСТЕМЕ ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ВОСПИТАНИЯ (ЗСПВ), КАК СПОСОБА ПОДГОТОВКИ БУДУЩИХ ВЫСОКОКВАЛИФИЦИРОВАННЫХ ИНЖЕНЕРНЫХ И РАБОЧИХ КАДРОВ АВИА-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

В.С. Дубинин, М.Ю. Алексеевич, С.О. Шкарупа
promteploenergetika@rambler.ru

МАИ

Немного истории. В 1979 г. была создана общественная организация «Комиссия МАИ по техническому творчеству молодежи (КТТМ)», которая поставила своей задачей привлечение тогда в МАИ творчески-одаренной молодежи. Была разработана система

отбора в ВУЗ через Всероссийскую заочную научно-техническую олимпиаду (ВЗНТО) с учетом успехов в техническом творчестве. С 1994 г. по 1998 г. победители ВЗНТО зачислялись в МАИ без вступительных экзаменов. Результаты их учебы по сравнению с обычными студентами были положительными [1,2,3], но в связи с реформами образования данная практика была прекращена, так как ВЗНТО не является олимпиадой по общеобразовательным предметам и комплексам общеобразовательных предметов (вопросы только по технике, для ответа на которые надо изучать научно-техническую литературу, а не школьные учебники). Положительными были и результаты подготовки рабочих кадров в системе профтехобразования [4]. С учетом значительного разрушения после развала СССР системы дополнительного образования России в области технического творчества, КТТМ в 1991г. была создана ЗСПВ, в которую как неотъемлемый элемент вошла ВЗНТО [4]. Уровень воспитанников ЗСПВ виден на следующих примерах: В 2008 году факультет «Двигатели летательных аппаратов» МАИ поступило 5 воспитанников ЗСПВ, трое из которых в 2014 году получили диплом с отличием [5]. Один из них аспирант МАИ, второй - инженер, работающий в области энергетики и ВПК, третий – частный предприниматель в области высоких технологий. КТТМ плодотворно сотрудничает с авиамодельным кружком в г. Тихорецке, возглавляемым Лукашовым Сергеем Владимировичем. Два его воспитанника получили диплом МАИ с отличием, третий учится в МАИ. Все трое являлись или являются победителями программы «УМНИК» Государственного фонда содействия инновациям. В настоящее время комиссия является объединенной, так как её члены работают в разных организациях. За тридцатисемилетний опыт работы КТТМ разработала методику выявления детей в возрасте 6-8 классов, которые при поступлении в технические ВУЗы авиационно-космического профиля гарантированного показывают высокие результаты учебы и активно занимаются научно-исследовательской работой, а по окончании ВУЗа стремятся работать в профильной отрасли. Она была реализована как проект в виде ЗСПВ.

В настоящее время новым направлением деятельности КТТМ, которое базируется в основном в Колледже космического машиностроения и технологии (ККМТ, подразделение МГОТУ) является работа в студенческом конструкторском бюро МГОТУ. В результате этой работы совместно с Клубом студентов и молодежи «Первые» по его программе «Молодежное конструкторское бюро» уже четыре студента и выпускника ККМТ являются победителями программы «УМНИК». Это - уникальный результат, так как обычно победителями программы «УМНИК» становятся выпускники ВУЗов и иногда студенты старших курсов ВУЗов.

Список литературы:

1. Дубинин В.С., Лаврухин К.М. То, что будет. – Русский инженер, 2005, №3(7).
2. Дубинин В.С., Лаврухин К.М. Единого таланта ради. – «Российская газета» 12 апреля 2005 г.
3. Дубинин В.С., Лаврухин К.М., Титов Д.П. Подготовка инженерных кадров малой энергетики на довузовском этапе. – Промышленная энергетика, 2005, №12.
4. Дубинин В.С., Лаврухин К.М. Может главным конструктором стать современный рабочий – газета «Содружество», 2005, №21-22.
5. Пресс - релиз КТТМ <http://energodub.ru/>

РОЛЬ ВЫПУСКНИКОВ В ОБЕСПЕЧЕНИИ ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ШКОЛЬНИКОВ В ИНЖЕНЕРНЫХ И ТЕХНИЧЕСКИХ ПРОФЕССИЯХ

Н.В. Николаева

natasha071rus@mail.ru

МБУ ДО «ДДЮТ» г. Новомосковск

Лаборатория радио и аэрокосмического конструирования им. А.В. Володина выросла из радиокружка, организованного в 1970 году. Тогда увлеченный молодой учитель В.М. Марачев впервые пришел во Дворец пионеров г. Новомосковска. Виктор Матвеевич очень трепетно относился к своим воспитанникам, добился, чтобы Лаборатория носила имя его выпускника, капитана третьего ранга, погибшего при исполнении воинского долга на подводной лодке «Комсомолец» в 1989 году.

Много времени и внимания педагог уделял организации разновозрастного общения и взаимного уважения среди ребят. Старшие посвящали малышей в основы технического моделирования, младшие – поражали своими творческими фантазиями, которые все вместе и реализовывали. Потребность в том, чтобы передавать свои знания и опыт следующим поколениям, было очень глубоко заложено Виктором Матвеевичем в своих кружковцах. В пионерских лагерях и школах часто можно было увидеть пионеров-инструкторов с самодельными чемоданчиками, в которых хранилось много интересного для мальчишек разных возрастов – паяльники и лампочки, схемы и чертежи, клей и бумага, ножницы и отвертки, т.е. все, что необходимо для проведения занятий по техническому творчеству.

Не удивительно, что многие из выпускников прошлых лет с радостью приходят во Дворец и сейчас, чтобы рассказать о своем пути в техническую профессию, о том, какую роль сыграли занятия в выборе жизненного пути.

Только за последние два года произошло большое количество встреч с выпускниками разных лет, которые вдохновили сегодняшних обучающихся.

Выпускник 1985 года Тимофей Борисович Маликов в настоящее время кандидат технических наук, работает заведующим Лабораторией ФГУП «Научно-исследовательский технологический институт им. А.П. Александрова» на Атомной станции (г. Соновый бор Ленинградской области). Встреча с Тимофеем Борисовичем состоялась в Санкт-Петербурге. Он рассказал ребятам о специальных условиях работы молодых специалистов в атомной промышленности, о преимуществах работы в наукоемких инновационных отраслях, возможности учиться в ВУЗах по направлению от Госкорпорации «РОСАТОМ».

Выпускник 1998 года Максим Алексеевич Зайцев сейчас работает в ФГБУ НИИ «Центр подготовки космонавтов» (Звездный городок, Московская область). Встреча с ним стала настоящим открытием для многих, ведь Максим Алексеевич рассказал не только о подготовке космонавтов к выходу в открытый космос, которой он непосредственно занимается, но и о космических полетах, фильмах и книгах об освоении космоса. На все свои вопросы школьники получили интересные и аргументированные ответы, что пробудило неподдельный интерес и к профессии Максима Алексеевича, и к космическим исследованиям.

Много интересных фактов о жизни и подготовке к полетам российских космонавтов узнали ребята от выпускника 1999 года космонавта-испытателя Николая Владимировича Тихонова. Все желающие смогли примерить настоящий скафандр и почувствовать себя космическим путешественником.

Выпускник 2000 года Дмитрий Валерьевич Холод в настоящее время работает в должности старшего инженера цеха периодического обслуживания ВС в организации

по техническому обслуживанию самолетов «А-техник» (г. Москва). Дмитрий Валерьевич рассказал о практике предполетной подготовки самолетов, их испытаниях и возможностях.

Большое внимание в Лаборатории уделяется возможности общения обучающихся с выпускниками последних лет – студентами разных технических ВУЗов.

Шими́на Юлия, выпускница объединения 2010 года, в течение нескольких лет была лучшей студенткой факультета «Специальное машиностроение» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Как только в университете был создан центр «Композиты России», Юлия организовала его посещения для обучающихся родной Лаборатории. Знания, которые ребята получили в ходе лекций-экскурсий легли в основу новых технических проектов и способствовали повышению интереса к направлению «Композитные материалы в космонавтике». Благодаря такому сотрудничеству был создан проект «3D модель космического телескопа дальнего действия», который возглавили сотрудники Центра. Проект был представлен ребятами на XI Всероссийской инновационной молодежной научно-инженерной выставке «ПОЛИТЕХНИКА», где получил диплом II степени.

Выпускники разных лет, ныне студенты МГТУ им. Н.Э. Баумана, МАИ, Тульского государственного университета принимают самое активное участие в организации поездок, обучающихся Лаборатории для знакомства с университетами. Их рассказы о занятиях, преподавателях, лабораториях, поездках и конференциях пробуждают в школьниках стремление учиться в ведущих технических ВУЗах России.

В Лаборатории радио и аэрокосмического конструирования им. А.В. Володина МБУ ДО «Дворец детского (юношеского) творчества» г. Новомосковска Тульской области преемственность поколений наблюдается не только среди выпускников, но и в педагогическом коллективе. После ухода В.М. Марачева в объединении работал его выпускник Александр Витальевич Савельев, сейчас Лабораторию возглавляем его дочь Наталья Викторовна Николаева.

Преемственность поколений – один из самых важных факторов в жизни общества, поскольку благодаря ему сберегается прошлое, сохраняется целостность социума, определяется направление его дальнейшего развития. В этом смысле преемственность поколений выпускников объединений технического творчества – прекрасная возможность аккумулировать знания и опыт обучающихся разных лет для создания кадрового потенциала инженерных и технических профессий.

ПРАКТИКО-ОРИЕНТИРОВАННЫЙ ПОДХОД РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОЕКТА «ИНЖЕНЕРНЫЙ КЛАСС В МОСКОВСКОЙ ШКОЛЕ»

**И.А. Богданова¹,
А.Б. Степашкин²,**

**bogdanova_ia@npom.ru
seamos@yandex.ru**

¹НПО Энергомаш им. В. П. Глушко,

²Инженерно-техническая школа им. П. Р. Поповича

История взаимоотношений ГБОУ «ИТШ им. П. Р. Поповича» и АО «НПО Энергомаш» началась в апреле 2012 года.

Для участия в I школьной научно-практической конференции «Космонавтика – вчера, сегодня, завтра», проект «Павел Попович – позывной «БЕРКУТ», которая посвящалась 50-летию первого в мире группового полёта космических кораблей «Восток – 3» и «Восток – 4», пилотируемых лётчиками – космонавтами СССР, дважды Героями

Советского Союза Андрианом Григорьевичем Николаевым и Павлом Романовичем Поповичем были приглашены: Фонд имени космонавта П.Р. Поповича, редакция альманаха «Космический странник» - Звездный городок Московской области.

Почетными гостями конференции были лётчик-космонавт РФ, Герой России Максим Викторович Сураев, Главный специалист АО «НПО Энергомаш» Борис Михайлович Громыко (академик Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского), заместитель декана Аэрокосмического факультета МАИ Сергей Анатольевич Тузигов, редактор журнала «Новости космонавтики» Александр Михайлович Ильин.

На Круглом столе в теплой и дружеской обстановке прошли - обмен мнениями и подведение итогов конференции.

Борис Михайлович Громыко высоко оценил выступления школьников и предложил продолжить сотрудничество – посетить прославленное предприятие нашими школьниками и педагогами, получить более точное представление о том, чем занимаются на АО «НПО Энергомаш».

АО «НПО ЭНЕРГОМАШ» имени академика Валентина Петровича Глушко», известное ранее как ГДЛ-ОКБ (Газодинамическая лаборатория - Опытно-конструкторское бюро) - ведущее российское предприятие по разработке мощных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Жидкостные ракетные двигатели, разработанные в АО «НПО ЭНЕРГОМАШ», надежно выводят практически все отечественные космические объекты, начиная с первого искусственного спутника Земли, первого космического корабля с человеком на борту, до орбитальной станции «Мир» и сверхмощной ракеты «Энергия» с космическим кораблем «Буран».

За прошедшее время многие школьники, интересующиеся ракетной техникой и научно-техническим творчеством, смогли побывать в музее АО «НПО Энергомаш», посетить учебные классы Химкинского техникума космической энергомашиностроения (ХТКЭМ), пообщаться с ветеранами космической отрасли.

Многие ребята нашей школы интересуются космической тематикой и конкретно тем, чем занимается НПО «Энергомаш».

В сентябре 2016 года для нашей школы и для предприятия АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко» состоялось знаменательное событие - подписан договор о сотрудничестве между школой и предприятием. Подписание договора состоялось в торжественной обстановке в демонстрационном зале предприятия в присутствии учащихся ИТШ им. П. Р. Поповича. По окончании церемонии для школьников была проведена традиционная экскурсия по музею крупнейшего предприятия России по ракетному двигателестроению.

Дан красивый старт в деле подготовки будущих инженерных кадров для дальнейшего развития научно-технического потенциала нашей страны, в рамках построения вертикали школа-вуз-предприятие.

В плане работы школы и предприятия заложены посещения цехов, лабораторий, испытательных стендов. Планируется участие старших школьников в работе научных семинаров и конференций, проводимых предприятием. налажено взаимодействие с профильными ведущими факультетами и кафедрами МАИ и МГТУ – научно-ознакомительные экскурсии, циклы занятий «Введение в инженерную специальность», мастер-классы, лабораторные работы. Для школьников, выбравших путь космического двигателестроения появилась возможность поступить в МАИ и МГТУ по целевому набору предприятия.

Для АО «НПО Энергомаш им. В. П. Глушко» сотрудничество со школой - часть программы по привлечению в компанию молодых перспективных сотрудников, которые не только восполняют потребность предприятия в ключевых специалистах, но и составят пул лидеров для дальнейшего карьерного роста внутри компании. Тенденция смены мотивационных и ценностных ориентиров, карьерных целей и интересов ново-

го поколения (поколения Z) молодежи порождает необходимость в пересмотре классических подходов к профориентации и подбору кадров.

Современные выпускники школ слабо интересуются естественно-научным направлением обучения (сдают экзамены по физике не более 20% учеников по всей стране), что существенно снижает приток студентов в профильные вузы. 30% студентов – целевиков, не заканчивают обучение по причине не успеваемости.

Динамичное развитие интегрированной структуры ракетного двигателестроения АО «НПО Энергомаш», запуск новых проектов и расширение присутствия компании на глобальных рынках делает особенно актуальной потребность в талантливых, стремящихся к успеху и постоянному развитию молодых людях. Таким образом встал вопрос о стратегическом управлении кадровыми ресурсами и разворачивании проектов, способных обеспечить работу предприятия в перспективе 5-10 лет.

Одним из таких проектов стал проект «Инженерный класс в Московской школе». Создание в школе инженерных групп в 7-11 классах предусматривает возможность формирования у школьников интереса к инженерной профессии, навыков непрерывного образования. При этом необходимым требованием выступает создание условий возрождения преемственности поколений, вовлечения школьников в инженерное творчество, осознания своих возможностей и корпоративных перспектив, развитие способностей изобретательства, умений принимать решения (в том числе инженерные) и ориентироваться в высокотехнологичной среде.

Так, например, взаимодействие с Центром подготовки персонала предприятия позволит не только расширить рамки изучения школьных дисциплин, обогатить содержание учебных предметов, но и создать профессиональные ориентиры для ребят. Развитие кружков технического творчества, проведение конкурсов проектов, научных чтений, организация летних инновационных смен – все это разные аспекты профориентационного проекта, способствующего развитию у ребят интереса к инженерной деятельности и подготовке к осознанному выбору профессии и будущего места работы. Обучение в профильных классах позволит учащимся пройти усиленную довузовскую подготовку по профильным для поступления в технические вузы предметам – физике и математике, а также сформировать у них интерес к работе в космической отрасли на АО «НПО Энергомаш».

В качестве результатов программы сотрудничества школы и предприятия мы видим развитие у школьников позитивного отношения к предприятию как к будущему работодателю. Мы ожидаем, что ранняя профессионализация, внимание к развитию профильных компетенций еще в средней школе, создание соответствующей инфраструктуры по развитию инженерных способностей существенно повысит мотивацию детей и их родителей, на выбор инженерных профессий и готовность работать на предприятии, а также будет способствовать повышению качества абитуриентов профильных направлений.

АЭРОКОСМИЧЕСКОЕ ОБРАЗОВАНИЕ КАК НОВОЕ НАПРАВЛЕНИЕ ОБУЧЕНИЯ ЛИЧНОСТИ И ЕЁ ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО САМООПРЕДЕЛЕНИЯ

Н.Б. Думанова,
Е.А. Котова,

n.dumanova@mail.ru
kea.2011.1971@mail.ru

МБОУ «Гимназия» г. Урюпинск

Международные аналитики называют XXI век веком космонавтики. Наша страна обладает мощным научным, инженерным, творческим потенциалом, позволившим ей первой открыть дорогу в космическое пространство и занимать в освоении космоса одну из ведущих позиций.

Аэрокосмическая наука и космонавтика всегда будет привлекательна для молодежи и в то же время содержит все сферы человеческой деятельности: передовые технологии, новую технику, конструкционные материалы, автоматику и ИКТ, физику и географию, биологию и медицину, философию и психологию, литературу и искусство.

Цель образования сегодня - это создание условия для развития и саморазвития учащихся, воспитания у них способности принимать самостоятельные решения. Поэтому центром новой государственной образовательной политики становится личность человека. Реализация этого права потребовала принципиальных изменений всей системы образования России, формирования новой образовательной политики. Педагогическая наука в России открывает новые направления и горизонты для системы образования и педагогической практики. Одним из новых направлений в педагогике является аэрокосмическое образование, имеющее большие возможности для гуманизации образования и развития личности. Необходимо оперативно вводить новые направления, обучать школьников эффективным моделям использования новых информационных технологий, формировать методологию системного анализа процессов и навыки исследовательской деятельности.

Мы ставим цель - создание системы личностно - ориентированного обучения для эффективной самореализации учащихся, развитие их творческого потенциала и использование его в рамках аэрокосмического образования.

Задачи:

- формирование личности с технологическим мышлением и определённым уровнем технической культуры,
- космизация индивидуального сознания, формирования позитивного к космонавтике общественного мнения,
- формирование у обучающихся чувства патриотизма и любви к Родине на примере жизни и деятельности космонавтов,
- распространение исторических и краеведческих знаний о земляках – покорителях космоса среди населения города,
- приобретение обучающимися компетенций исследовательской деятельности, умений выдвигать гипотезы и находить средства их адекватного изучения.

Основные проблемы, которые решаются:

- восполнить пробелы в знаниях об истории покорения космоса,
- выявление наиболее способных учащихся для участия в городских, областных, всероссийских и международных научно-практических конференциях, олимпиадах, выставках.

В МБОУ «Гимназия» действует с 1998 года НОУ «Поиск», в работе которого принимают учащиеся с первого по одиннадцатый класс, разработана и утверждена программа «Школа юного исследователя», учитывающая специфику каждой ступени обучения.

Необходимо с ранних лет приобщать ребенка к космическому мышлению, осознанию своей неразрывной связи со Вселенной, к пониманию, что они живут на уникальной планете, природу которой необходимо сохранить на многие века и тысячелетия. Разработана дополнительная образовательная программа «Мы – дети Галактики», которая ставит своей целью формирование бережного отношения к творческому и интеллектуальному наследию России, предоставление возможности самореализации старшеклассников в рамках направления «Школа - ВУЗ». Эффективность данной программы обеспечивается интеграцией знаний по математике, физике и истории. Программа дает возможность полнее использовать потенциал общеобразовательных программ, позволяет создать для ребёнка эмоционально и социально значимый фон.

В результате планомерной работы ежегодно гимназисты представляют свои исследовательские работы и проекты на конкурсах различного уровня: Всероссийская олимпиада школьников «Шаг в будущее, Космонавтика», Международная конференция «Человек-Земля-Космос, Всероссийская конференция актива школьных музеев космонавтики «Мы-дети Галактики», Фестиваль школьных музеев космонавтики.

Аэрокосмическое образование наиболее целесообразно развивать в условиях региона, так как оно будет ориентировано на социально-экономические задачи развития данного региона и значительно обогатит его образовательное пространство. Оно позволяет установить новые эффективные связи в педагогической деятельности с ВУ-Зами и научно-исследовательскими учреждениями. С 2004 года учащиеся гимназии являются участниками главных молодёжных научных мероприятий России – научной и инженерной выставки, научной конференции молодых исследователей, научно – технической олимпиады «Космонавтика и ракетная техника», соревнования юных исследователей «Шаг в будущее, ЮНИОР», которые организует и проводит Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана.

Большинство учащихся становится победителями и призёрами программы «Шаг в будущее», кандидатами в состав национальных делегаций.

Восемнадцать учащихся МБОУ гимназии стали студентами МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Музей МБОУ гимназии входит в ассоциацию музеев космонавтики России (АМКОС), включён в краткий информационный справочник «Космонавтика в музеях России».

Аэрокосмическое образование, создавая грандиозную картину строения и эволюции Вселенной, позволяет человеку осознать свое место в окружающем мире и связать свое появление и развитие с общим процессом развития материи во Вселенной, возвышая человека и оказывая влияние на формирование его личности. Оно призвано способствовать развитию интеллекта детей, расширению их кругозора, формировать у них не только наглядно-образное (эмпирическое), но и теоретическое мышление.

Аэрокосмическое образование является выражением важнейших тенденций в развитии человечества: космизации, глобализации и экологизации.

НОВЫЕ ПОДХОДЫ К ПОДГОТОВКЕ СПЕЦИАЛИСТОВ-АНАЛИТИКОВ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

О.Н. Катков

mihail-shtuk@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

МГТУ им. Н.Э.Баумана всегда славился подготовкой первоклассных специалистов для ракетно-космической и оборонных отраслей промышленности. Существует и действует договор о сотрудничестве, между университетом и Роскосмосом, но рост сложности задач, решаемых космической отраслью, требует внедрения новых методов подготовки персонала, способного максимально эффективно анализировать всю

необходимую информацию и принимать ответственные решения в жестких условиях конкуренции.

Именно поэтому особо остро встал вопрос обеспечения квалифицированными специалистами относительно нового направления деятельности космической отрасли - разработки и эксплуатации современных информационно-аналитических систем.

Не вызывает сомнения, что на сегодняшний день ракетно-космическая отрасль России - страны, первой в мире покорившей околоземное пространство, остро нуждается в постоянно актуализируемой четкой и взвешенной стратегии развития космической отрасли, а также в людях, способных разработать и реализовывать эффективную космическую политику.

Возрождение научно-технического могущества нашей страны, восстановление и сохранение лидирующих позиций в космосе в условиях жесткой конкуренции невозможно без создания специализированных программ подготовки аналитиков для космической отрасли – специалистов особого рода, обладающих не только фундаментальными специальными техническими знаниями, но и способных видеть стратегию развития космической отрасли.

Именно необходимость в таких специалистах и подтолкнула открытие на базе факультета социальных и гуманитарных наук МГТУ им. Н.Э. Баумана, новой кафедры СГН-3 «Информационная аналитика и политические технологии».

При формировании учебной программы был взят ориентир на традиционную «русскую систему» подготовки инженерных кадров, объединяющую глубокую теоретическую подготовку с практикой.

Социально-гуманитарная специфика факультета позволяет рационально сочетать подготовку по математике и информатике, с достаточно мощным пластом необходимых знаний об особенностях протекания социальных процессов и специфике гуманитарных технологий.

Программа подготовки специалистов состоит из 60 дисциплин. Студенты изучают физику, семь математических и девятнадцать дисциплин по информатике, что составляет содержательный фундамент подготовки специалистов в области информационных технологий во многих российских университетах.

В рамках социально-гуманитарного блока студенты изучают такие дисциплины, как «Социальные системы и процессы», «Системный анализ в социальной сфере», «Методология, техника и организация информационно-аналитической работы», «Методы поддержки принятия решений» и «Организация проектной деятельности». Такого сочетания дисциплин пока не встретишь ни в одном другом вузе. Все дисциплины направлены на формирование методологической, технологической и организационной подготовки специалистов анализа предметной области.

Взаимодействие МГТУ им. Н.Э. Баумана с предприятиями и организациями Роскосмоса, создающими технологии, оборудование и космические комплексы, – ключевые условия, которые не только гарантируют качество получаемых знаний, но и умения выпускников университета максимально быстро применить полученные знания на практике.

Междисциплинарность подготовки наших выпускников, будущих специалистов, позволит им на должном уровне выполнять ряд технических функций и стать архитекторами новых аналитических систем, видеть цели и формировать стратегии и развития отрасли.

Каждый наш студент во время обучения проходит цикл из пяти практик, начиная от ознакомительной на первом курсе, двух производственных на 2, 3 и преддипломной на 4 курсе. На выпускном курсе выполняется научно-исследовательская работа.

Кафедра заинтересована, чтобы все эти практики выполнялись не формально, а пополняли багаж актуальных знаний и навыков наших выпускников, позволяли им осознанно подобрать себе будущее место работы.

Через полтора года на кафедре СГН-З состоится первый выпуск бакалавров. В 2016 году учиться на кафедру пришли студенты как по целевому набору, так и на госбюджетной основе. Большинство из них вполне осознанно выбрали специальность и достаточно четко видят цель своего обучения.

Молодёжные научные проекты

КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛЕСКОПОВ ДИАМЕТРОМ ОКОЛО 1 КМ ИЗ АСТЕРОИДНЫХ МАТЕРИАЛОВ

**Д.И. Побережный, В.А. Игрицкий, В.И. Майорова, А.М. Павлов,
А.Д. Рототаев, Н.А. Урванцева, С.И. Урванцев, О.Г. Русанова,
И.А. Просвирина, А.В. Тарасова**

ysc@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В астрономии в настоящий момент завершается создание, по всей видимости, последнего поколения крупнейших наземных телескопов с диаметрами десятки – сотни метров для различных диапазонов наблюдения, что связано с трудностями создания еще более крупногабаритных перенацеливаемых высокоточных антенных комплексов в условиях земного тяготения. В невесомости этот недостаток крупногабаритных конструкций отсутствует, что делает перспективным развитие в будущем особо крупных телескопов прежде всего космического базирования. Кроме того, размещение телескопов на околоземной и околосолнечной орбитах имеют ряд других преимуществ – прежде всего отсутствие атмосферных помех, радиопомех, сейсмических воздействий, а также возможность проведения наблюдений в режиме интерферометра с базой превышающей размер Земли. При этом масса антенных зеркал растет пропорционально диаметру в 3,5 степени, поэтому при размерах антенн порядка километра даже в космосе их масса достигнет сотен и тысяч тонн, что может сделать более эффективным недоделку их конструкций с Земли, а использование материалов астероидов.

В рамках проведения Учебно-научным молодежным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана Всероссийской молодежной научной школы с международным участием «Исследование космоса: теория и практика» летом 2016 года был выполнен коллективный проект, целью которого являлась разработка концепции создания космических телескопов диаметром 1 км из материалов астероида, где в качестве примера был выбран относительно хорошо исследованный астероид (101955) «Бенну». По дифракционным ограничениям такие телескопы позволят, например, для объектов в системе α Центавра получить разрешающую способность до 116 км/пиксель в радиодиапазоне и 1,5 км/пиксель в ультрафиолете.

В ходе работы над проектом были проведены исследования различных вопросов концепции создания такого телескопа, в частности, выбор и порядок использования ракет-носителей, расчет собственных колебаний конструкции, оптическая схема и бортовые системы телескопа, организация переработки материалов астероида и сборка телескопа на орбите астероида с использованием сложной тросовой системы.

О ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА ФЕРМЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛЕСКОПОВ ИЗ АСТЕРОИДНОГО МАТЕРИАЛА

Р.Д. Шехриа, О.А. Богатова, В.И. Майорова, В.А. Игрицкий
ysc@bmstu.ru, ruslan.94@hotmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Развитие современной астрономии характеризуется созданием все более крупногабаритных телескопов, достигающих в диаметре десятков и сотен и метров, а также все более широким использованием космических телескопов. В перспективе же можно ожидать создание телескопов с размером зеркал порядка километра и более. Поскольку создание наземных поворотных зеркал таких размеров крайне сложно, они должны быть космическими. Однако масса антенных зеркал растет пропорционально диаметру в 3,5 степени, поэтому даже в космосе их масса достигнет сотен и тысяч тонн, что может сделать экономически эффективным использование для их создания материалов астероидов.

Летом 2016 года в рамках проведения Учебно-научным молодежным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана Всероссийской молодёжной научной школы с международным участием «Исследование космоса: теория и практика» был выполнен коллективный проект, целью которого являлась разработка концепции создания космических телескопов диаметром 1 км из материалов астероида. В рамках проекта среди других вопросов рассмотрена технология создания ферменной конструкции зеркальной системы телескопа с помощью роботов.

В данной работе предложено изготавливать элементы конструкции телескопа из прессованного и спеченного в керамику порошка материала астероида. Для увеличения ресурса оборудования предполагается использовать полнотелые стержни ферменных конструкций, оборудование и затраты на производство которых подробно рассмотрены. Поскольку свойства керамики затрудняют использование традиционных для ферменных конструкций соединений, разработана конструкция фермы на клиновых и конусных соединениях, а также рассмотрена технология ее роботизированной сборки, для облегчения которой предлагается применять стержни полигонального сечения.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ БАЛЛИСТИКИ В РАМКАХ ПРОЕКТА «КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ТЕЛЕСКОПА ИЗ АСТЕРОИДНЫХ МАТЕРИАЛОВ»

Р.А. Дякин, **roman.diakin@mail.ru**
О.С. Швыркина, М.А. Айрапетян,
Т.А. Кабанова, Д.А. Кириевский, А.С. Пачин

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В представленной работе рассмотрена баллистическая часть проекта по разработке концепции создания космического телескопа диаметром 1 км с использованием материалов, добытых на астероиде.

Целью работы является подбор такой схемы перелёта, при которой полные затраты на топливо не превышали бы значений, необходимых для осуществления перелёта на

Луну, что, в свою очередь, обосновывает выбор астероида в качестве места создания космического телескопа.

Задача решалась в несколько этапов. Первый этап - выбор подходящего астероида, который должен удовлетворять заданным требованиям как с точки зрения состава грунта, так и по своим орбитальным параметрам. Вторым этапом стал расчёт перелёта с Земли на астероид. Так как масса полезного груза достаточно велика, запланировано произвести несколько пусков ракет с оборудованием с Земли, после чего на околоземной орбите собирается космический аппарат, с помощью которого осуществлялся перелёт к астероиду. Следующим шагом было решение задачи о видимости астероида с Земли для обеспечения связи с создаваемым телескопом и коррекции орбиты космического аппарата.

Для решения поставленной задачи была построена математическая модель двух небесных тел (Земля – астероид). На основе созданной математической модели было разработано программное обеспечение, позволяющее рассчитать и наглядно вывести зоны радиовидимости телескопа с Земли. Последующий анализ позволил сделать выводы о возможности обмена информацией с телескопом на всех этапах его создания и при последующей его эксплуатации.

РАЗРАБОТКА РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДЛЯ СОЗДАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ТЕЛЕСКОПА ИЗ ПРИРОДНЫХ АСТЕРОИДНЫХ МАТЕРИАЛОВ

**Я.В. Трояновский, А.А. Мокаева, В.А. Игрицкий,
Л.В. Волосатова, А.В. Павлюченко**

ysc@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Одной из необходимых задач при реализации проектов, связанных с освоением космоса, является разработка робототехнических систем различного применения для создания основ дальнейшей деятельности человека. Во время проводимой Учебно-научным молодежным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана Всероссийской молодёжной научной школы с международным участием «Исследование космоса: теория и практика» был выполнен коллективный проект, целью которого являлась разработка концепции создания космических телескопов диаметром 1 км из материалов астероида. В рамках этого проекта, помимо прочего, была выполнена разработка комплекса робототехнических систем для добычи и перевозки грунта на поверхности астероида, а также сборки космического телескопа из астероидных материалов.

Для решения задач сбора астероидного реголита и его транспортировки на астероидную базу авторы предлагают использовать робота-паука SpiDerTransPorter. Он представляет собой мобильную платформу, передвигающуюся по поверхности астероида с помощью шести ног и зацепления удерживающих устройств за тросы сети, опоясывающей астероид. С целью сбора грунта в основании платформы установлена фреза и резервуар для перевозки грунта. Также робот перевозит добытый грунт на базу для последующей переработки и изготовления элементов конструкции телескопа.

Для сборки ферменной конструкции оптического телескопа и его обслуживания предлагается использовать многозвенный манипулятор серии ERA (EuropeanRoboticArm). Однако ERA не имеет достаточных точностных характеристик, необходимых для обслуживания телескопа. В связи с этим предлагается объединить

аналоги манипуляторов ERA и Dextre (разработка NASA для выполнения различных задач на МКС в связке с манипулятором Canadarm) в манипулятор ERA1000. Dextre способен совершать точную работу, такую, как соединение стержней ферменной конструкции и установку зеркал телескопа, а ERA обеспечивает необходимые усилия и число степеней свободы для работы в открытом космосе при обслуживании телескопа. Механические захваты, установленные на Dextre, позволяют стыковать манипулятор к различным участкам конструкции телескопа, благодаря чему манипулятор может перемещаться в любую необходимую точку обслуживания телескопа. Предложенный манипулятор ERA1000 имеет 27 степеней свободы, большую подвижность и высокую эффективность.

Телескоп представляет собой ферменную конструкцию, состоящую из стержней длиной 6 м. Для транспортировки этих стержней к месту сборки телескопа авторами предлагается модифицированная версия робота SpiDerTransPorter с устройством захвата и перевозки стержней. Такой подход позволяет создать семейство универсальных роботов, которые одновременно служат для сбора грунта и для транспортировки стержней, что приведет к простоте обслуживания и удешевлению проекта. Всего для создания телескопа диаметром 1 км на поверхности астероида потребуется использовать до 100 роботов SpiDerTransPorter, что обеспечит повышенную надёжность проведения работ из-за многократного мажоритарного резервирования роботизированных операций.

ВОПРОСЫ ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ ПРОИЗВОДСТВЕННОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ СОЗДАНИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛЕСКОПОВ ИЗ АСТЕРОИДНОГО МАТЕРИАЛА

В.С. Кухарский, Е.И. Бабарыкин, В.А. Игрицкий, В.В. Леонов
ysc@bmstu.ru, kuk.vladislav@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Развитие современных астрономических инструментов связано во многом с увеличением их размеров и выводом в космос, где условия для наблюдения значительно благоприятнее, чем на Земле. К настоящему моменту размеры телескопов в отдельных случаях достигают десятков и сотен метров, прием в перспективе рост их размеров, по-видимому, продолжится с целью улучшения их разрешения и чувствительности. Однако с увеличением размеров телескопов их масса, даже в случае космического базирования может достигнуть сотен и тысяч тонн, в связи с чем эффективным может стать не выведение всех их элементов с Земли в космос, а изготовление несущих конструкций телескопов непосредственно в космосе с помощью использования материалов астероидов.

В рамках проведения Учебно-научным молодежным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана Всероссийской молодёжной научной школы с международным участием «Исследование космоса: теория и практика» летом 2016 года был выполнен коллективный проект, целью которого являлась разработка концепции создания космических телескопов диаметром 1 км из материалов астероида, где в качестве примера был выбран относительно хорошо исследованный астероид (101955) «Бенну». В рамках проекта, помимо прочего, был рассмотрен вопрос обеспечения проекта электроэнергией на всех космических этапах строительства и эксплуатации телескопа. На основе исходных данных по выбранному астероиду и требуемым мощностям на различных этапах работы на основе исходных данных был проведен анализ и предварительная

проработка эффективности применения в данном проекте различных источников электроэнергии космических аппаратов, включая существующие и перспективные.

На основе того, что орбита астероида преимущественно находится между орбитами Земли и Марса, было решено использовать в качестве основного источника энергии солнечные батареи, поскольку мощность излучения Солнца на этом расстоянии от него все еще достаточна для эффективного их использования. Из соображений эффективности и уровня деградации были выбраны солнечные батареи на основе арсенид-галлия (GaAs). В работе был произведен расчет необходимого количества и мощности аккумуляторов, используемых для развертывания системы солнечных батарей, а далее – в качестве резервного источника питания.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА КОСМИЧЕСКОГО ТЕЛЕСКОПА ДИАМЕТРОМ 1 КИЛОМЕТР, СОЗДАННОГО ИЗ АСТЕРОИДНЫХ МАТЕРИАЛОВ

**В.А. Бугров, Н.Э. Иванов, А.М. Кривошей, А.Н. Рязанцев,
С.Е. Шишкин, В.Ю. Скидченко, Н.А. Соловьев,
Е.А. Шикерина, К.В. Щербакова**

**skid4enko.viktoria@yandex.ru,
ct11235ak@gmail.com**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В последние годы все активнее проводится работа по поиску и исследованию экзопланет, расположенных за пределами Солнечной системы, которые в будущем могут быть колонизированы людьми. В настоящее время такие исследования можно проводить только с помощью телескопов, но возможности существующих образцов, как наземного, так и космического базирования значительно ограничены. Это заставляет инженеров и ученых задуматься над созданием более крупных телескопов. При этом всё больше внимания уделяется телескопам космического базирования.

В 2016 году в рамках работы Всероссийской молодежной научной школы с международным участием «Исследование космоса: теория и практика», проводимой в МГТУ им. Н.Э. Баумана, была поставлена задача проанализировать возможность создания телескопа диаметром один километр. Телескоп таких габаритов не может быть выведен на орбиту за один запуск ракеты-носителя; сборка его на орбите из привезенных с Земли компонентов также экономически неэффективна, поэтому за основу был взят подход, нацеленный на создание телескопа из астероидного материала. Одной из задач, решаемых в рамках выполнения проекта, было проектирование системы обеспечения теплового режима (СОТР) как непосредственно телескопа, так и сопутствующих систем, в том числе и производственных (солнечных печей).

На основе проведенного анализа различных типов СОТР был выбран способ исполнения СОТР, в первом приближении рассчитаны характеристики основных элементов системы, подобраны теплоизоляционные материалы. Основным элементом СОТР космического телескопа были выбраны тепловые экраны. В ходе работы было рассчитано рациональное количество таких экранов. При этом для большей эффективности пассивную СОТР телескопа было решено дополнить радиаторами. Радиаторы, как основной элемент СОТР, использовались для производственных мощностей. Был проведен анализ и расчёт комплектов радиаторов, выбраны их геометрические параметры, количество и определены их массы.

ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ТРОСОВЫХ СИСТЕМ ДЛЯ СБОРКИ НА ОРБИТЕ АСТЕРОИДА И ВЫВОДА НА ОКОЛОСОЛНЕЧНУЮ ОРБИТУ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

А.Ю. Игрицкая, В.А. Игрицкий, В.В. Леонов, В.И. Майорова, Л.В. Волосатова, ysc@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Масса крупногабаритных космических конструкций при сохранении требований максимальных перемещений под инерционными нагрузками растет в 3,5 степени диаметра. Поэтому при увеличении размеров, в частности, антенных зеркал перспективных космических телескопов до диаметров порядка 1 км их масса может достигнуть сотен и тысяч тонн. Из-за высокой стоимости вывода грузов с Земли на орбиту более эффективным может стать изготовление таких конструкций из материалов околоземных астероидов. Это делает актуальным вопрос организации сборки крупногабаритных конструкций вблизи астероида с помощью тросовых систем, что позволяет исключить затраты топлива при выводе грузов на орбиту астероида и последующем переходе конструкции на околосолнечную орбиту.

Летом 2016 года в рамках проведения Учебно-научным молодежным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана Всероссийской молодежной научной школы с международным участием «Исследование космоса: теория и практика» был выполнен коллективный проект, целью которого являлась разработка концепции создания космических телескопов диаметром 1 км из материалов астероида.

В рамках проекта, помимо прочего, была исследована возможность сборки телескопа на орбите астероида и его последующего вывода на околосолнечную орбиту с помощью тросовой системы. Рассмотрены нагрузки, действующие на конструкцию при различных вариантах сборки, и влияние колебаний тросовой системы. Показано, что одной из основных сложностей при использовании такой технологии может стать гашение кинетического момента конструкции при ее выводе на околосолнечную орбиту, что, наряду с наличием минимально допустимого натяжения тросов для их использования в транспортных операциях, накладывает дополнительные ограничения на выбор астероида.

О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ РАКЕТ В УНИВЕРСИТЕТСКИХ СТУДЕНЧЕСКИХ ПРОЕКТАХ

А.С. Попов

www-sm2@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

С появлением космических аппаратов сверхмалого класса стали доступны новые образовательные технологии, позволяющие студентам на практике поучаствовать в проектировании изделия и научных исследованиях в космосе. Однако, несмотря на кажущуюся конструктивную простоту нано- и пикоспутников, жизненный цикл изделия может оказаться сопоставим со временем обучения студента в Университете, а может даже превысить его, что существенно снижает пользу от подобного рода проектов в учебном процессе. Чтобы упростить доступ Университетского проекта в космос, в Европе широкую популярность приобрела программа Rexus/Vexus, благодаря

которой коллективы студентов Европейских ВУЗов имеют возможность запускать полезную нагрузку, создаваемую в рамках студенческого или аспирантского проекта на суборбитальную траекторию в случае участия в программе Rexus и, соответственно, поднимать её в стратосферу с последующим подбором в рамках Vexus. В России в настоящий момент такой программы нет, однако, ракеты класса Rexus активно используются Центральной аэрологической обсерваторией для запуска метеозондов на высоты до 100 км с целью изучения различных слоев атмосферы. С осени 2016 года в МГТУ им Н.Э. Баумана студенческим коллективом начал готовиться эксперимент на метеорологической ракете ММР06. Устройство разрабатывается студентами в рамках учебного курса по проектированию космических аппаратов. Помимо основной научной задачи проекта, планируется выработать принципиальный подход к размещению университетской полезной нагрузки на метеорологической ракете, практически отработать интеграцию подобного рода экспериментов с учебным процессом, отработать технологию передачи данных на наземные пункты приема. Во время доклада будет продемонстрирован проект разрабатываемого устройства.

МАКЕТ ДЛЯ ЛЕТНОЙ ОТРАБОТКИ АВТОРОТИРУЮЩЕЙ СИСТЕМЫ СПАСЕНИЯ

А.А. Алешин, И.С. Сусло, М.В. Ульянов, Н.В. Ульянова
www-sm2@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время в МГТУ им. Н.Э. Баумана осуществляется студенческий проект по созданию стратосферного технологического летательного аппарата для отработки электронагревного реактивного двигателя. Летательный аппарат должен быть поднят стратостатом на высоту 25 км, где, в условиях приближенных к условиям космического полета, будет запущен изучаемый реактивный двигатель. После его запуска телеметрия будет передана по радиоканалу на стратостат и записана на SD карту разрабатываемого летательного аппарата, который в дальнейшем совершит самостоятельный полет и спустится на собственной системе спасения. Изначально планировалось в качестве нее использовать парашютную систему, однако, в силу специфики работы летательного аппарата (а именно необходимости включения системы спасения на участке полета в разреженной атмосфере на быстровращающемся аппарате), была предложена авторотирующая система спасения. С целью ее отработки был создан макет для бросковых испытаний. Изначально предполагалось, что макет должен быть максимально простым конструктивно, поскольку может быть поврежден на испытаниях, либо утерян, однако, схема эксперимента позволяет получить данные с него в достаточном объеме, чтобы не только судить о работоспособности системы в принципе, но и иметь возможность проверить теоретические расчеты в практическом эксперименте. Еще одной особенностью макета является то, что он должен быть максимально похож на свой прототип, чтобы основные элементы конструкции впоследствии было возможно перенести на оригинальный летательный аппарат либо без изменений, либо с минимальными изменениями. Во время доклада будет продемонстрирована конструкция макета, а также изменения, внесенные в его конструкцию в результате проведенных испытаний.

УНИФИЦИРОВАННЫЙ МАЛОГАБАРИТНЫЙ КОНТРОЛЛЕР АППАРАТУРЫ ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В УЗЛАХ КОСМИЧЕСКИХ МИКРОАППАРАТОВ

М.Ю. Корецкий, С.М. Тененбаум hardsofa@gmail.com, ivankovo@list.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время стремительно разворачивается использование космических микроаппаратов массой до 10 кг (КМА). КМА нашли широкое применение, начиная с научно-образовательных программ, заканчивая развёртыванием группировок КМА, в т.ч. коммерческих. Появились фирмы, которые занимаются изготовлением аппаратов и их узлов, а также появился рынок комплектующих для КМА.

Каждый КМА управляется простой, по сравнению с обычными космическими аппаратами, информационно-управляющей системой – контроллером. Поэтому встаёт потребность в изготовлении или покупке управляющего узла, подходящего под поставленную задачу и удовлетворяющего условиям использования в космосе.

Существующий свободный рынок контроллеров для применения в КМА ограничен, в основном, предложениями иностранных производителей, построенных на иностранной компонентной базе класса industrial. Данные контроллеры неоправданно дороги, отчасти избыточны, а также возможны экспортные ограничения. Отечественный комплекс «ДОКА», успешно применённый в ряде проектов не подходит для создания КМА по массогабаритным характеристикам (комплекс предназначен для аппаратов массой до 100 кг), создан на иностранной компонентной базе и имеет высокую стоимость. У ряда ВУЗов и компаний в РФ имеются собственные наработки в этом направлении, однако им присущи эти же недостатки.

Ещё одним негативным фактором, сдерживающим процесс разработки КМА, является закрытость большинства разработок как в части архитектуры и применяемой компонентной базы, так и в части программного обеспечения. Исключениями являются только единичные проекты, опыт которых используется повсеместно.

Мотивацией закрытости проектов является попытка коммерциализации этих работ, однако она несостоятельна, т.к. на текущем этапе развития техники большинство студентов любого направления старше 3-4 курса способны самостоятельно разработать контроллер для КМА. Именно такая практика в настоящее время складывается в мире: коммерческие проекты КМА не используют коммерчески-доступные готовые компоненты, а разрабатывают собственные узлы, т.к. это оказывается дешевле, а в научно-образовательных проектах разработка собственных узлов поддерживается в образовательных целях. Очевидным минусом такого пути является то, что каждый раз приходится проходить полный путь разработки устройства, т.к. имеющийся в открытом доступе опыт ограничен в лучшем случае видами применённых микросхем.

В данной работе разработан унифицированный малогабаритный контроллер аппаратуры (УМКА) с преимущественным использованием широкодоступной российской компонентной базы.

Разработку и развитие проекта предполагается осуществлять с использованием современных подходов открытой культуры (open hardware для аппаратной части и open software для программной части). Проект разработан с «нуля» исключительно в инициативном порядке для исключения проблем с авторскими правами и коммерческой тайной.

При разработке УМКА была применена доступная электронная компонентная база общепромышленного класса. При том изделие обеспечивает устойчивость к одному

Секция 14

произвольному отказу, а также учитывает ряд особенностей функционирования электроники в условиях космического полёта.

В настоящее время первая версия УМКА разработана, изготовлен опытный образец, проведены функциональные испытания, результаты которых представлены в данной работе.

КОСМИЧЕСКИЙ ЭКСПЕРИМЕНТ «ПАРУС-МГТУ»: СОСТОЯНИЕ, ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ И ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ ПРОЕКТА

С.М. Тененбаум, Д.А. Рачкин, О.С. Коцур, Н.А. Неровный
ivankovo@list.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проект по созданию малого космического аппарата «Парус-МГТУ», начатый в 2009 году, близится к завершению. В настоящее время проект финансируется ГК «Роскосмос» в рамках программы научных и прикладных исследований на российском сегменте Международной космической станции (МКС). На сегодняшний день разработаны эскизный проект и конструкторская документация (более 4000 форматов А4), начинается этап конструкторско-доводочных испытаний.

Целями данного проекта являются:

- испытание в реальных условиях системы раскрытия двухлопастного роторного солнечного паруса для малого космического аппарата;
- использование процесса создания наноспутника в образовательных целях: получение студентами реального практического опыта в создании космической техники.

Разработка проекта вскрыла преимущества и недостатки как нормативной базы Роскосмоса и организации процесса проведения космических экспериментов, так и работы в студенческом коллективе.

В ходе исполнения проекта был создан задел в области создания наноспутников, их бортовых систем и средств, технологий производства и отработки. Необходимо отметить, что все бортовые системы в проекте «Парус-МГТУ» были созданы в студенческом коллективе.

На базе этого задела уже сейчас началась работа над новыми проектами, в которых используется экспериментальная технология солнечного паруса для решения конкретных прикладных задач.

В работе представлено текущее состояние эксперимента, планы реализации, а также обобщён инженерный и организационный опыт по созданию «Парус-МГТУ». Помимо этого, в докладе описаны проекты, которые планируется реализовать в ближайшее время с использованием накопленных навыков.

ПРОЕКТ ПОСТРОЕНИЯ ГРУППИРОВКИ НАНОСПУТНИКОВ С ПОМОЩЬЮ СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА

**С.М. Тененбаум, В.Г. Мельникова, А.А. Боровиков, М.Ю. Корецкий,
ЮЛ. Смирнова, Е.Д. Тимакова, А.О. Кузнецов, К.А. Фролов,
Д.А. Рачкин, О.С. Коцур, Н.А. Неровный**

ivankovo@list.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Наступивший век малых космических аппаратов ставит перед ними все более сложные задачи. Одной из них является задача построения группировки наноспутников.

До сегодняшнего дня такие группировки строились посредством двигательных установок или путем запуска с МКС с большими временными интервалами. Эти способы обладают рядом недостатков, в том числе:

- высокая стоимость ДУ для наноспутников;
- ограниченность срока активного существования (для запуска с МКС).

В данном проекте предложена альтернативная технология построения группировки наноспутников на базе двухлопастного роторного солнечного паруса, разрабатываемого в проекте «Парус-МГТУ».

Реализуемость этой технологии подтверждена баллистическими расчетами.

Для демонстрации эффективности такой технологии в данной работе предложен космический эксперимент. В его процессе три наноспутника формата 1 U будут выведены на орбиту и запущены с ТГК «Прогресс». После запуска с использованием солнечного паруса будет построена спутниковая группировка. Контроль развертывания группировки будет осуществлен по данным бортовых навигационных приемников ГЛОНАСС.

Так же планируется отработать технологию обмена данными между наноспутниками на базе Space Internet (протокол DTN).

В данной работе определен проектный облик наноспутников для осуществления такого технологического эксперимента и проведены проектные расчеты бортовых систем.

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОГРАММЫ ПОЛЕТА МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОЙ РАКЕТЫ НА ТОПЛИВЕ «КИСЛОРОД-МЕТАН»

Е.П. Виноградова, Н.С. Дорофеев

**katyavinograd.93@yandex.ru,
mr.nikson94@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

На сегодняшний день в сфере ракетостроения инженерами накоплен большой опыт создания ракет различных назначений. Вместе с тем, в последнее время наблюдается тенденция к созданию многофункциональных ракет, предназначенных для выполнения различных задач.

В этой работе рассматривается многофункциональная ракета, способная как выводить полезный груз на низкую орбиту (класс РН), так и доставлять его на заданную дальность (класс БРДД).

Для решения данной задачи была использована программа, позволяющая получить параметры траектории ракеты, выводящей полезный груз на низкую опорную орбиту (200км), а также массово-габаритные характеристики этой ракеты по известным характеристикам топлива, параметрам конца активного участка траектории и по ряду других проектных параметров.

Предложена методика определения программы полёта ракеты, предусматривающая варьирование возможных траекторий с целью получения максимальной массы полезной нагрузки, которую ракета может доставить на фиксированную дальность.

Важной особенностью этой работы является использование перспективной многофункциональной ракетой, жидкостных ракетных двигателей, работающих на топливе «кислород – метан». Выбор данного вида топлива обусловлен его повышенными эксплуатационными характеристиками. Стоит отметить следующие свойства метана, как: не ядовитость, способность к испарению, отсутствие коксообразования, отсутствие сажеобразования, легкость добычи и распространенность на Земле.

А так как в последнее время интерес к этой паре «окислитель-горючее» все больше возрастает, в будущем можно прогнозировать её широкое применение в ракетно-космической технике.

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ УСКОРИТЕЛЕЙ ДЛЯ УВЕЛИЧЕНИЯ МАССЫ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

**Е.А. Евсеенко,
Н.Н. Генералов**

elizaveta_evseenko@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Как известно, существует два основных метода доставки тяжелых грузов на орбиту: вывод с использованием нескольких носителей легкого класса, например, в два приема; вывод за один прием носителем тяжелого класса.

Неоспорно, первый метод имеет свои преимущества. Тем не менее, существуют грузы, которые возможно транспортировать на орбиту только тяжелым носителем, например, радиолокационная станция весом порядка 50 тонн, а также множество других крупногабаритных объектов оборонного назначения, у которых осуществить стыковку составных частей в условиях космического пространства нельзя. Реализация дальних космических экспедиций без использования тяжелой РН также невозможна. Необходимо либо создавать новые тяжелые носители, либо модернизировать существующие, например, используя твердотопливные ускорители (ТТУ) в качестве первой ступени. В пользу последнего решения говорит возможность быстрой адаптации ракеты под конкретное значение массы полезной нагрузки. Добавлением нужного числа стартовых ускорителей можно относительно просто перевести РН легкого класса в РН среднего, либо тяжелого класса.

В качестве примера рассматривается двухступенчатая ракета-носитель легкого класса, спроектированная под разгонный блок «Бриз-КМ» для доставки полезного груза массой 3 тонны на НОО. Для данного носителя спроектирован ТТУ на базе первой ступени ракеты «Пионер» с заменой металлических днищ и корпуса на силовую оболочку из органопластика, изготовленную методом непрерывной намотки по геодезическим линиям и линиям равного отклонения, что значительно снизило массу конструкции. Определены углы намотки двойного спирального слоя, его толщина на цилиндрической части баллона давления и эллипсоидных днищах, толщина кольце-

вых слоев на цилиндре; проведены анализ напряженно-деформированного состояния силовой оболочки, конструкторская проработка отдельных узлов ТТУ. Получены значения земной тяги носителя и полезной нагрузки на НОО, соответствующие постановке двух и четырех спроектированных ускорителей. Прирост полезной нагрузки составил 1,5 и 3,31 тонны соответственно.

При выборе типа двигателя на стартовых ускорителях, следует отметить следующие преимущества РДТТ над ЖРД:

- требует меньше времени на отработку;
- надежность ракет с РДТТ выше (так как используется значительно меньше дросселей и клапанов, чем в ПГС ЖРД);
- возможность длительного хранения без проведения регламентных работ;
- из-за меньшего времени работы ТТУ, гравитационные потери характеристической скорости также заметно снижаются.

Следовательно, стартовые твердотопливные ускорители являются эффективным, надежным и недорогим способом увеличения массы выводимой на орбиту полезной нагрузки. Это многократно подтверждено при использовании тяжелых носителей за рубежом. Есть смысл в создании ракеты-носителя тяжелого класса с ТТУ на первой ступени и в России.

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СХЕМЫ БИПЛАННАЯ «УТКА»

А.М. Закалужский

zakaluga@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

На современном этапе развития цивилизации главными направлениями использования космической индустрии являются системы связи, дистанционное зондирование Земли и космические системы навигации.

В настоящий момент развитие мировой космонавтики в части разработки ракет-носителей (РН) определяется рядом особенностей. В частности, одним из важнейших аспектов является нарастающая конкуренция между организациями, выполняющими заказы по запуску спутников на околоземную орбиту. Помимо традиционных организаций, оказывающих услуги по выводу спутников, на рынке постепенно появляются частные компании, что неизбежно повлечет за собой его передел в части коммерческих и не только запусков.

Впервые борьбу за повышение экономической эффективности ракетно-космической техники начали в НАСА, разработав многоразовый корабль-челнок «Спейс Шатл». Предполагалось снижение стоимости затрат по выводу полезного груза. Однако поставленная цель не была достигнута. Начиная с 2002г. коммерческая компания SpaceX проводит разработку многоразовых космических ракет-носителей. На данный момент известно об успешных испытаниях многоразового корабля Dragon, выведенного на орбиту носителем Falcon9, а также о трех первых ступенях этого РН вернувшихся в целостности на землю. Отработавшие ступени возвращались по принципу вертикальной посадки. Также ГКНПЦ им. Хруничева совместно с НПО «Молния» вели разработку возвращаемой первой ступени «Байкал» для РН типа «Ангара». Рассматривался вариант возврата 1-ой ступени РН в режиме беспилотного летательного аппарата (ЛА). К сожалению, проект был закрыт.

Таким образом, становится очевидно, что одним из основных путей снижения затрат на производство космического запуска – это повторное использование элементов РН. Но при сравнении одноразового и многоразового носителей оказывается, что

для вывода на опорную орбиту одинакового количества полезного груза, масса многоразового носителя должна быть больше. Это связано с дополнительным оборудованием, необходимым для возвращения многоразовых элементов ракеты на Землю. Поэтому для достижения экономии при многократном использовании, многоразовые элементы РН должны выдерживать количество запусков большее, чем сравнимые затраты при запусках одноразовых аналогов.

В данной работе автор предлагает другой способ снижения затрат, а именно уменьшение массы дополнительного оборудования, используемого для возвращения частей РН. Такого результата можно достичь, используя вместо нормальной аэродинамической схемы аэродинамическую схему ЛА типа «утка». Главное преимущество самолетов типа «Утка» заключается в большей несущей способности крыла за счет того, что элементы стабилизирующего переднего горизонтального оперения (ПГО) также создают подъемную силу, в отличие от нормальной схемы ЛА. В то же время, мы можем отметить, что количество ЛА, построенных по схеме «Утка» значительно меньше, нежели ЛА, построенных по нормальной схеме. Данная разница в количестве экземпляров возникла вследствие проблем, присущих ЛА, построенных по схеме «Утка».

При изучении самолетов по схеме «Утка» была выявлена очень неприятная особенность: так называемый «клевок», т.е. резкое падение подъемной силы на ПГО, вследствие которого нос самолета устремлялся вниз, на это время пилот терял управление самолетом, до того момента пока воздушный поток в пикировании не восстановится на ПГО. «Клевок» происходил при достижении критического угла атаки на ПГО и последующем срыве потока на нем.

Решение данной проблемы было предложено Б. Рутаном. Он решил делать ПГО прямым с удлинением не меньше 8, за счет чего, при достижении критического угла атаки, срыв потока на нем происходит у фюзеляжа (у основания), поэтому потеря подъемной силы происходит постепенно. После этого нос самолета сам возвращается в нормальное положение, т.е. реализуется одно из самых значительных преимуществ «Утки»: естественная противоштопорная защита.

Также существенным недостатком аэродинамической схемы «Утка» является весьма существенное ограничение на использование механизации крыла. Достаточно сказать, что эта схема не позволяет сколько-нибудь существенно использовать на крыле возможности такой простой механизации, как однозвенный щелевой закрылок. Конечно, рассматривается только статически устойчивые ЛА. Связано это с тем, что плечи крыла и ПГО относительно центра масс самолета находятся в таком соотношении, что при полностью отклоненных рулях высоты на ПГО, его подъемной силы не хватает, чтобы сбалансировать самолет, если закрылок крыла отклонен на сколько-нибудь существенный угол. И нельзя увеличением плеча ПГО или его площади изменить ситуацию, так как при этом фокус ЛА также перемещается вперед, вслед за ним мы должны сместить вперед и центр масс, в результате увеличивается плечо крыла. Но если уменьшить производную ПГО, то уменьшится плечо крыла и увеличится плечо ПГО относительно фокуса и, следовательно, центра масс ЛА. Это следует из основной формулы нахождения фокуса ЛА. В результате создается возможность сбалансировать самолет при большей подъемной силе крыла, достигаемой увеличением угла отклонения закрылка. Поэтому в конце прошлого века было предложено использовать бипланную схему ПГО, которая приводит к снижению производной коэффициента подъемной силы по углу атаки. Таким образом, появляется возможность увеличить подъемную силу крыла путем отклонения закрылка.

Известно, что параметром, от которого зависит это снижение, является отношение высоты бипланной коробки к средней аэродинамической хорде ПГО. При уменьшении этого отношения, т.е. при сближении плоскостей ПГО, происходит снижение производной коэффициента подъемной силы по углу атаки, а также возможно снижение

максимального значения коэффициента подъемной силы. Но при этом уменьшение высоты бипланной коробки может привести к значительному увеличению индуктивного сопротивления ПГО. Поэтому необходимо некое оптимальное значение этого отношения.

В работе были проведены компоновочные расчеты натурального самолета при различных значениях указанного соотношения. Было установлено, что при значении 1,2 получается, что ПГО и крыло одинаково нагружены. Весьма важно также отметить, что для данного значения рассматриваемого параметра бипланной коробки ПГО практически нет потерь по максимальному значению коэффициента подъемной силы. Это следует из графика в книге Белоцерковского С.М. «Решетчатые крылья».

Таким образом, можно заключить что, использование описанного технического подхода позволяет создать наиболее эффективное оборудование для возвращения ступеней РН.

ПРИМЕНЕНИЕ ТОПЛИВА «КИСЛОРОД – МЕТАН» В ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Д.Т. Брегвадзе, О.В. Габидулин, А.А. Гуркин, И.А. Заболотько
Znatok-david-bregv@yandex.ru,
fatgrid@yandex.ru,
alex.gurkin1994@gmail.com,
iloveilusha@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Выбор наиболее рационального варианта топлива является одной из основных задач, решаемых при проектировании жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Основным требованием, предъявляемым к топливам для ЖРД, является наличие высоких энергетических свойств. Помимо этого, компоненты топлива должны характеризоваться высокими термодинамическими (малая молярная масса, малое число атомов в молекуле продуктов сгорания) и эксплуатационными (физическая и химическая стойкость компонентов, низкая агрессивность по отношению к конструкционным материалам) свойствами, обладать как можно большей плотностью.

В представленной работе рассматривается топливо «жидкий кислород – жидкий метан», являющееся одним из перспективных вариантов топлива для ЖРД. Отличие этой пары «окислитель – горючее» от классических на сегодняшний день топлив для ЖРД заключается в использовании жидкого метана в роли горючего.

Проблема создания эффективного метанового двигателя уже решается на некоторых предприятиях отрасли: таких, как НПО «Энергомаш», КБ химавтоматики. По нашему мнению, в данном случае значительный интерес представляет сравнение свойств жидкого метана с керосином, позволяющее выявить важные преимущества жидкого метана. Это сравнение, способное подтвердить целесообразность использования метана в указанной топливной паре, проведено в настоящей работе.

С другой стороны, в настоящее время множество задач, которые должны быть решены для полноценного внедрения топлива «кислород – метан», пока остаются нерешенными. В частности, к ним относится расчет термодинамических и физико-химических характеристик топлива и его компонентов. В данной работе авторами проведен расчет некоторых характеристик, являющихся важными в связи с особенностями эксплуатации топлива. Например, к ним относится функция теплофизических параметров S (рассчитано значение функции в зависимости от коэффициента избытка окислителя при различных температурах стенки камеры сгорания), которая используется

для нахождения распределения конвективных тепловых потоков в камере сгорания и сопле двигателя, а также. Кроме того, авторами выполнен расчет местного соотношения компонентов топлива в пристеночном слое (при различных значениях относительного расхода горючего) по методике, разработанной В. М. Ивлевым. Вышеуказанные расчеты проведены в программе Terra, разработанной сотрудниками МГТУ им. Н. Э. Баумана и предназначенной для моделирования химического и фазового равновесия многокомпонентных систем.

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЕЙ КОРРЕКЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ ПРИ ЕГО ДВИЖЕНИИ ПО РАБОЧЕЙ ОРБИТЕ НА ОСНОВЕ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОГО ПЛАЗМЕННО-ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Р.В. Захаров, В.П. Печников

srv.lepton@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Предварительный анализ движения спутника включает в себя исследование его оскулирующей орбиты, т.е. такой анализ не учитывает возмущающих факторов, воздействующих на спутник. Однако при движении искусственного спутника Земли по своей рабочей орбите на него воздействует множество различных факторов таких, как неоднородность возмущающего геопотенциала, влияние атмосферы для спутников, движущихся по низким орбитам, влияние солнечного давления для спутников, движущихся по высоким орбитам, а также притяжение Луны и Солнца. Под их воздействием происходит деградация орбиты, и спутник не может выполнять возложенные на него функции.

Эту проблему решает система двигателей коррекции и ориентации. В данной работе предложен метод и программа, позволяющие оценить указанные ранее возмущающие воздействия и определить рациональную тягу двигательной системы. Разработанная программа также позволяет спроектировать на основе полученных данных электрореактивную плазменно-ионную двигательную установку, которая будет выполнять функцию коррекции. Предполагается определение большинства параметров двигателя, начиная от габаритных параметров самого двигательного блока и системы хранения и подачи рабочего вещества до количества витков в катушках индукции, обеспечивающих требуемое магнитное поле в газоразрядной камере плазменно-ионного двигателя. Представлено несколько компоновочных схем и схем реализации двигательной системы, что позволяет выбрать рациональную по массе, габаритным характеристикам и расположению двигателей схему.

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВАФЕЛЬНЫХ ОБОЛОЧЕК ТОПЛИВНЫХ БАКОВ РАКЕТЫ С УЧЁТОМ ПЛАСТИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ

**В.П. Печников,
Р.В. Захаров, А.В. Тарасова**

valpechnikov@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

На активном участке полёта жидкостной ракеты топливные баки испытывают воздействие значительных осевых сжимающих усилий и изгибающих моментов. Внутреннее давление наддува разгружает топливный бак, однако вместе с давлением столба жидкости приводит к появлению окружных растягивающих усилий. При таком сочетании нагрузок эквивалентные напряжения часто оказываются за пределами упругости.

Как правило, проектирование подкреплённых оболочек топливных баков проводится в упругой области. Предлагаются метод и программа проектирования бака ракеты вафельного типа при потере устойчивости оболочки в условиях пластических деформаций. Расчёт предусматривает проектирование топливного бака ракеты с учётом общей и местной потери устойчивости как всей оболочки, так и отдельной клетки. Считается, что минимальный вес оболочки бака достигается, когда общие и местные критические усилия в оболочке равны принятой расчётно-разрушающей нагрузке.

Проектирование подкреплённых оболочек с учётом пластической области позволяет заметно расширить диапазоны действующих нагрузок на топливный бак и более полно использовать возможности материала, из которого он изготовлен. Приводятся примеры вычислений и удобный интерфейс программы.

ПРИБЛИЖЁННЫЙ МЕТОД РАСЧЁТА ПЛАВЛЕНИЯ ШУГООБРАЗНОГО КРИОПРОДУКТА В ВЕРТИКАЛЬНОЙ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ЕМКОСТИ СО СФЕРИЧЕСКИМИ ДНИЩАМИ

**А.В. Тарасова,
Г.Н. Товарных,**

**madam.amazonka83@yandex.ru
tovarnjx@yandex.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время расширяется применение криогенных жидкостей в различных областях науки и техники. Особенно вызывает интерес криогенная техника, работающая в области водородных и гелиевых температур. При этом актуальными становятся вопросы охлаждения, хранения и транспортировки криопродуктов в неустановившихся режимах при наличии внешних теплопритоков, фазовых переходов и вибрационных нагрузок.

Повышение интереса к исследованию дальнего космоса, а также к освоению Луны ставит задачу использования высокоэффективных компонент топлива особенно остро, при этом энергетически самым выгодным является кислородно-водородное топливо. Одним из эффективных путей уменьшения потерь криогенных жидкостей при хранении является использование предварительного глубокого охлаждения вплоть до тройной точки, или в виде смеси твёрдой и жидкой фаз, т.е. хранение их в шугообразном состоянии.

В данной работе предложен приближённый аналитический метод расчета времени плавления шугообразного криопродукта в вертикальной цилиндрической емкости

при дренажном хранении. Рассмотрена задача о нахождении положения границы раздела между чистой жидкостью и шугой с учетом тепловых потоков со стороны стенок и области чистой жидкости. Получены приближенные соотношения, позволяющие оценить время плавления шугообразного криопродукта в вертикальной цилиндрической емкости со сферическими днищами без определения локальных температурных полей в области чистой жидкости.

МЕЖДУНАРОДНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ОЛИМПИАДА – ЭФФЕКТИВНЫЙ ИНСТРУМЕНТ ЦЕЛЕВОГО ОБУЧЕНИЯ

М.В. Комаров¹, Д.А. Калинин^{1,2} **dmitry.kalinkin@rsce.ru**

¹РКК «Энергия»,

²МГТУ им.Н.Э.Баумана

Согласно оценке Правительства РФ система целевого приёма и обучения в России работает не достаточно эффективно. «Государство создаёт условия, и, конечно, оно должно быть уверено, что выпускник пойдёт работать туда, где он реально нужен» [1]. В соответствии с поручением премьер-министра России сделать систему целевого приема и целевого обучения эффективной предлагается рассмотреть опыт проведения международной космической олимпиады.

С целью привлечения наиболее способных школьников к программе целевого обучения в профильных технических вузах России профориентационная программа РКК «Энергия» предусматривает комплекс мероприятий: факультативные тематические занятия в школах, экскурсии и тематические лекции в Центре развития технологий и подготовки кадров и музее «РКК «Энергия», организацию и проведение Международной космической олимпиады (МКО) школьников, реализацию проекта «Воздушно-инженерная школа» [2].

МКО школьников является ключевым профориентационным мероприятием «РКК «Энергия». МКО проводится с 1994 года, основными организаторами являются «РКК «Энергия» и Администрация наукограда Королёв [3]. Основными задачами МКО являются: изучение истории и пропаганда достижений отечественной и зарубежной космонавтики, развитие интереса старшеклассников к специальностям аэрокосмического профиля, решение проблем подготовки специалистов по международному сотрудничеству в сфере космических исследований.

Важное отличие МКО от предметных академических олимпиад – обязательная подготовка, прохождение конкурсного отбора и защита творческих работ школьников по связанной с космосом тематике [4]. Академический этап олимпиады предусматривает обязательное участие школьников в трех предметных олимпиадах: по физике, математике, а также на выбор по одной из следующих: информатике, естествознанию, литературе.

Опыт проведения МКО показывает, что призеры предметных олимпиад часто являются и призерами творческих туров. РКК «Энергия» заинтересована в дальнейшей работе таких молодых исследователей, поскольку они уже познакомились с направлениями работ предприятия и отрасли, мотивированы на решение задач в области космонавтики и ракетостроения, имеют публикации, опыт самостоятельной работы и хорошую академическую подготовку.

Международная космическая олимпиада является механизмом повышения качества целевого набора РКК «Энергия» по критериям мотивации образовательной деятельности и фундаментальной подготовки. Творческий этап обеспечивает отбор

мотивированных школьников, академический этап – хорошо подготовленных по базовым предметам учащихся.

Базовым высшим учебным заведением, готовящем молодых специалистов для РКК «Энергия», является МГТУ им. Н.Э.Баумана, который проводит отбор одаренных школьников через Всероссийскую олимпиаду школьников «Шаг в будущее». Призеры и победители этой олимпиады имеют преимущественное право при поступлении на выбранную специальность. Взаимодействие организационных комитетов МКО и олимпиады «Шаг в будущее» позволит отобрать для дальнейшего обучения в вузе школьников, мотивированных на работу в ракетно-космической отрасли, из призеров творческих и академических этапов олимпиад. Кроме того, призеры творческих этапов, не добравшие баллы на академическом этапе, имеют возможность участвовать в конкурсе на поступление в вуз по целевому набору.

Литература:

1. О повышении эффективности целевого обучения и целевого приёма //Портал правительства России - по министерствам и ведомствам / Новости 14.10.2016. <http://government.ru/news/24903/#dam>
2. Сотникова А.С., Берник Е.А., Иванова Ю.А. Программа «Ракетно-космической корпорации «Энергия» по инженерной профессиональной ориентации школьников. /Тезисы II международной научно-методической конференции «Управление качеством инженерного образования. Возможности вузов и потребности промышленности», МГТУ им.Н.Э.Баумана, 23 - 25 июня 2016.
3. Об организации и проведении Международной космической олимпиады в городском округе Королёв Московской области /Новости Королёва - Официальный сайт Администрации - Постановления Администрации города, <http://www.korolev.ru/resol/admpost/#ixzz4RTMLpOt7>, 13.09.2016.
4. Международная космическая олимпиада для школьников //Новости /Сайт «РКК «Энергия», http://www.energia.ru/ru/news/news-2016/news_10-25_1.html, 25.10.2016.

ПРАКТИКА ПРОВЕДЕНИЯ МОЛОДЕЖНЫХ НАУЧНЫХ ШКОЛ «ИССЛЕДОВАНИЯ КОСМОСА»

С.А. Красоткин,

sergek@rambler.ru

В.В. Радченко, Е.В. Широков

Научно-исследовательский институт ядерной физики им. Д.В. Скобельцына и Физический факультет Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова

На протяжении последних пятнадцати лет МГУ имени М.В. Ломоносова успешно проводит ставшие уже традиционными молодежные научные школы-конференции «Исследования космоса» в различных университетах России. Очередная, уже одиннадцатая, школа-конференция под названием «Исследования космоса: микромир и макромир» проходила на базе Крымского федерального университета (г. Симферополь, Крым) и Крымской астрофизической обсерватории (пос. Научный, Крым) с 7 по 12 ноября 2016 г. В ее работе приняли участие около 450 человек. Ранее школы-конференции проводились на базе Ульяновского, Костромского и Чувашского государственных университетов.

Основная цель проведения молодежных научных школ-конференций “Исследования космоса” состоит не только в обсуждении новейших научных результатов, но и в демонстрации доступности космических и ядернофизических исследований для

современных российских университетов, а также в привлечении их к этим исследованиям. К участию в работе школ-конференций традиционно приглашаются студенты, аспиранты и преподаватели университетов России, ранее не специализировавшиеся в области исследований космоса.

Помимо научных тем, были рассмотрены возможности использования научной информации с действующих космических аппаратов, и, в первую очередь, с ИЗС «Ломоносов», в учебном процессе. Ведущие ученые МГУ рассказали о текущих и перспективных проектах МГУ, в рамках которых университетскому сообществу предлагается сотрудничество в области космических исследований. Дополнительно были прочитаны лекции в Черноморском филиале МГУ. Как всегда, в рамках работы школы-конференции были представлены доклады студентов и аспирантов. В рамках работы школ-конференций всегда выделяется время для работы со школьниками и учителями, на прошедшей школе-конференции были прочитаны лекции в Малых академиях наук г. Симферополя и г. Севастополя. Успешное проведение уже одиннадцати мероприятий доказало эффективность реализуемой формы работы со студентами и преподавателями, а также школьниками и учителями. Мероприятие проводилось при поддержке РФФИ, проект 16-32-10451.

МОНИТОРИНГ ИНФОРМАЦИОННОГО ПРОСТРАНСТВА В СИСТЕМЕ ПОДГОТОВКИ СПЕЦИАЛИСТОВ-АНАЛИТИКОВ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

О.Н. Катков, М.К. Штукатуров

mihail-shtuk@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

На системе подготовки инженерных кадров – «Русском методе обучения ремеслам» в условиях информационного общества XXI века лежит особая миссия. Если конец XIX и весь XX век индустриализации еще позволяли конкуренцию разработок, оставляя достаточное время для сокрытия собственных работ, анализа новых изобретений конкурентов и рассуждений о потенциальной экономической эффективности, то век информации, сократив до минимума жизненный цикл разработки (от идеи до внедрения), перевел конкуренцию в пространство научно-технических идей. Следовательно, попытки идти по чужим стопам обречены на неудачу, и об этом неоднократно говорил и академик С.Глазьев, рассматривая экономические циклы Кондратьева.

Где же «живут» перспективные идеи? Зачастую, - в открытых источниках информации. Но извлечь их в условиях информационного гипершума не так просто.

В НУК СМ МГТУ им. Н.Э. Баумана Информационно-аналитическим отделом ежемесячно готовятся дайджесты прессы открытых источников информации по темам «Космонавтика» и «Робототехника». При этом осуществляется мониторинг более 70 открытых источников: СМИ, блоги, сайты, социальные сети и др. Дополнительно обрабатывается специальная литература, доступная специалистам.

Полученная информация используется для проведения объективного анализа общей ситуации, подготовки аналитических заключений, составляющих основу принимаемых ответственных решений по дальнейшему развитию того или иного научно-технологического направления.

Совокупный объем материалов по направлениям «Космонавтика» и «Робототехника» за месяц составляет около 500 страниц формата А4. Разумеется, пользоваться этим материалом не просто, поэтому потребовалось создать аналитические обзоры, дающие интегральное представление о наиболее значимых явлениях на информаци-

онном поле. Разумеется, с высокой степенью надежности выявить тенденции развития тех или иных технологий могут только специалисты, но первичная аналитическая обработка собранных материалов позволяет существенно ускорить этот процесс, что чрезвычайно важно в условиях жесткой временной и экономической конкуренции.

Есть и еще один «побочный» эффект, ценность которого нам еще только предстоит осознать: при обработке больших массивов информации у специалистов постепенно появляется навык выявления важнейших сведений, скрытых в деталях, штрихах, намеках. Фактически планомерная аналитическая работа – один из важнейших инструментов формирования и поддержания квалификации как аналитиков-профессионалов, так и инженеров-исследователей.

За последние 4 года отделом наработан большой массив информации открытых источников по космической отрасли. Это – тот исходный материал, на базе которого начинает функционировать система подготовки аналитиков, отрабатываться технологии как мониторинга и первичной аналитической обработки информации так и прогнозирования развития отрасли.

Важен тот факт, что в процессе подготовки аналитиков, начатом факультетом Социальных и гуманитарных наук, в учебных программах сочетается освоение гуманитарных знаний с обязательными инженерно-техническими знаниями.

Взаимодействие МГТУ им. Н.Э. Баумана с предприятиями и организациями Роскосмоса является ключевым условием, гарантирующим качество получаемых студентами знаний и возможность быстро применить их на практике; оно также является основой для создания отраслевой распределенной аналитической структуры.



КОМБИНИРОВАННЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ДЛЯ ГИПЕРЗВУКОВЫХ И ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

ИССЛЕДОВАНИЕ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК СВЕРХЗВУКОВЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

А.В. Луковников

Lukovnikov@ciam.ru

О.Д. Селиванов, Ю.А. Эзрохи

М.Б. Слинко, В.Е. Шлякотин

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

В работе представлены результаты комплексных расчетных исследований по выбору и уточнению параметров двигателей, входных и выходных устройств в обеспечение создания силовых установок (СУ) высокоскоростных самолетов транспортной категории нового поколения.

Накопленного при создании сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) 1-го поколения научно-технического и технологического задела не достаточно для создания СПС 2-го поколения, к которым предъявляются более жесткие экологические требования. В первую очередь регламентируется уровень шума, создаваемый перспективным СПС и его СУ. Эти требования сформулированы из условия обеспечения сверхзвукового крейсерского полета не только над океаном и слабозаселенными районами (как это было в случае с «Конкордом»), но и над густонаселенными районами суши.

Для обеспечения высокой топливной эффективности и приемлемого уровня шума реактивной струи в качестве маршевых двигателей для СУ СПС рассматриваются безфорсажные двухконтурные турбореактивные двигатели (ТРДД) с умеренной степенью двухконтурности, а также двигатели изменяемого рабочего цикла (ДИЦ), в частности, выполненные по так называемой «трехконтурной схеме». Эти двигатели смогут обеспечить сверхзвуковой крейсерский полет СПС при числах Маха $M_{нкр} = 1,4-1,8$. Однако для сверхзвуковых самолетов с большими скоростями полета потребуется применение комбинированной СУ, например, на базе ТРДД и прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД).

Авторами работы проведены исследования по определению предварительного технического облика СУ (традиционной и комбинированной схем) для высокоскоростных пассажирских (административных) СПС различной пассажироместности и дальности полета. В ходе исследования рассмотрено влияние параметров рабочего процесса двигателей СУ на лётно-технические характеристики СПС.

В ЦИАМ разработаны демонстрационные образцы отдельных элементов СУ СПС для экспериментального исследования их характеристик.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОЗНИКНОВЕНИЯ МОСТООБРАЗНОГО СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ В СОПЛЕ ГАЗОТУРБИНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ, ИНТЕГРИРОВАННОЙ В «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО»

Ф.А. Слободкина¹
В.В. Малинин²

faslobod@gmail.com

¹ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

²ООО «Сименс»

В сверхзвуковой струе, истекающей из сопла в перерасширенном режиме, возникают последовательные конфигурации взаимодействующих ударных волн. Полная картина течения за соплом зависит от числа Маха на срезе сопла, отношения давления в окружающем пространстве к полному давлению на входе в сопло (или к давлению на срезе сопла), состава газа, величины отношения теплоемкостей γ , формы сопла и внешних условий - обтекания мотогондолы и условий вниз по потоку. В данном докладе рассматривается конфигурация ударных волн, возникающих в пространстве за соплом двигателя, заключенного в мотогондолу, расположенную на поверхности ЛА типа «Летающее крыло» (ЛК).

Целью работы является исследование влияния внешнего обтекания мотогондолы и поверхности ЛК, а также внутренних параметров двигателя на образование и развитие взаимодействующих ударных волн, способных привести к возникновению и движению прямого скачка уплотнения к выходному сечению сопла, что может повлечь за собой перестройку режима работы двигателя и развитию аварийной ситуации. Постановка задачи: рассматривается обтекание ЛК с расположенной на нем мотогондолой с одновременным течением в сопле и струей, вытекающей из сопла. В качестве объектов исследования была выбрана конструкция ЛК, изученная в предыдущих работах авторов, и два плоских сопла разной конфигурации при задаваемых варьируемых условиях на входе в сопло. Математическое моделирование проводилось на основе интегрирования уравнений Навье-Стокса (осредненных по Рейнольдсу), описывающих нестационарное вязкое, теплопроводное турбулентное течение сжимаемого газа при движении ЛК на крейсерском режиме полета: высота полета $H=11$ км и числе Маха полета $M=0,85$. Численное моделирование проводилось в пакете Ansys CFX. Использовалась расчетная схема второго порядка точности для сжимаемого вязкого потока +SST модель турбулентности. Рабочая среда моделируется как смесь двух газов, отвечающих обычному воздуху и продуктам сгорания. Термодинамические параметры газов моделируются путем задания C_p от температуры. Для подавления неустойчивостей в скачках уплотнений используется опция «high speed numeric».

В работе проведены многовариантные расчеты течений при измененных условиях входа в сопло для двух плоских сопел. В результате получены условия, при которых прямой скачок уплотнения начинает двигаться из внешнего потока к выходному сечению сопла и, при дальнейшем изменении параметров на входе в сопло, достигает сечения выхода, продвигается внутрь, нарушая штатный режим течения в сопле и, как следствие, в самом двигателе.

Таким образом, исследование характера течения в пространстве за соплом двигателя показало, что в потоке на изученных режимах работы сопел образуется сложная конфигурация ударных волн. Внешнее обтекание ЛК и мотогондолы не оказывает существенного влияния на структуру ударных волн за соплом и на течение в сопле. Моделирование различных вариантов течения при изменении параметров на входе в сопло обнаружило изменение конфигурации ударных волн за соплом с возникно-

вением прямого скачка уплотнения, движущегося к выходному сечению сопла. Получены условия, при которых прямой скачок уплотнения локализуется в выходном сечении сопла, изменяя режим его работы и соответственно режим работы двигателя. Такая ситуация может привести к аварии ЛА.

ИССЛЕДОВАНИЕ СПЕКТРОВ СИГНАЛОВ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ ГАЗА В СОПЛАХ

В.А. Левин¹ levin@iacp.dvo.ru, levin@imec.msu.ru
Н.Е. Афонина¹, В.Г. Громов¹, И.С. Мануйлович¹
Г.Д. Смехов¹, А.Н. Хмелевский¹, В.В. Марков²

¹Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова,

²Математический институт им. В.А. Стеклова РАН

Кольцевые и линейные двух щелевые сопла с внутренним дефлектором рассматриваются в качестве перспективных для реализации пульсирующего, в том числе детонационного, режима сжигания топлив. Исследование спектров сигналов пульсаций давления в них актуально для выяснения зависимости спектрального состава пульсаций от геометрических параметров сопел и условий течения в них с целью управления частотой процесса. Также представляет интерес выяснение степени влияния пульсаций давления газа в потоке на тяговые характеристики заявленных сопел.

Эксперименты с кольцевыми соплами проводились в импульсном аэродинамическом стенде с использованием в качестве рабочего газа воздуха и продуктов сгорания ацетиленовоздушной смеси. В ряде экспериментов стартовые возмущения давления на тяговой стенке после запуска сопла не затухали, а переходили в квазипериодический режим. Аналогичные режимы течений были получены и в расчетах, выполненных на основе уравнений Навье-Стокса для многокомпонентной реагирующей газовой среды. Предполагалось, что поверхность сопел химически нейтральна и имеет заданную температуру. Численное решение уравнений получено методом конечного объема на структурированной криволинейной сетке, ячейки которой построены пересечением двух наборов дискретных кривых.

В работе представлены результаты численного исследования зависимости частоты и амплитуды колебаний параметров течения в кольцевом и линейном двух щелевом соплах от условий на входе и выходе из сопла и его геометрии. Расчетно-теоретическое исследование газодинамики течения и тяговых характеристик сопел выполнено с использованием однотемпературной химически неравновесной термодинамической модели, включающей все основные продукты горения стехиометрической смеси ацетилена в воздухе: O , H , O_2 , H_2 , OH , CO , CO_2 , HO_2 , H_2O , N_2 , 6 реакций диссоциации-рекомбинации и 13 обменных реакций.

В результате проведенного исследования установлены зависимости частот и амплитуд колебаний параметров течения в кольцевом и эквивалентном по расходу газа линейном двух щелевом соплах от определяющих параметров. В качестве них рассматривались разные давления на входе и выходе из сопел, разные размеры критического сечения и разные диаметры кольцевого сопла. Представлены результаты сравнения расчетного и измеренного спектрального состава квазипериодического пульсирующего сигнала давления на тяговой стенке кольцевого сопла, полученные методом дискретного преобразования Фурье на интервале времени 0.5-2.5 мс. Впервые расчетным путем предсказано существование квазипериодических пульсирующих режимов течения газа в линейных двух щелевых соплах и определен спектральный состав колебаний давления на тяговой стенке и силы тяги, развиваемой соплом.

Работа выполнена в НИИ механики МГУ, расчетно-теоретические исследования – при финансовой поддержке РНФ (проект № 14-19-01759), экспериментальные исследования – РФФИ (проекты № 14-01-00742, 16-29-01092) и Совета по грантам Президента РФ.

КОМБИНИРОВАННЫЕ ЭНЕРГОСИЛОВЫЕ УСТРОЙСТВА СТВОЛЬНОГО ГИПЕРЗВУКОВОГО РАЗГОНА И ВНЕСТВОЛЬНОГО ДОРАЗГОНА

А.Г. Прудников
В.В. Северинова

prudnikov@ciam.ru

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Преимущества ствольного гиперзвукового разгона известны уже давно: в 1918 году Германия получила дульное число Маха 4.7, в 1970-х годах Р. Булл (США) впервые показал, что ствольный выход в космос в 100 раз дешевле, имеет в 3-9 раз большую полезную массу груза.

Современные химические энергоносители могут обеспечить ствольный разгон до скоростей $V_c > 2$ км/с на шестиметровой длине ствола, что дает известный эффект нового «кинетического оружия 21» века и новый вид объемно-детонирующего поражения при меньшем времени сближения с целью, создающим не решаемые проблемы перехвата, встречной бронезащиты, обеспечивает повышение дальности поражения за счет сохранения бортового заряда энергоносителей доразгонных и маршевых бортовых энергосиловых устройств гиперзвукового реактивного снаряда системы БАРС, ОФС или объемно-детонирующего снаряда.

Необходимая оптимальная дульная гиперзвуковая скорость ($V_c > 2$ км/с и выше) достигается 5% пороховым камерным зарядом и 95% камерным зарядом нового пастообразного газогенерирующего состава необходимых скоростей горения и их высокой степени зависимости от давления ($v \geq 0.8$ вместо $v < 0.5$) в количестве 0.8 сухой массы гиперзвукового реактивного снаряда (ГРС). Для чисто баллистического гиперзвукового порохового разгона 152 мм ГРС массой 50 кг потребуется 100 кг пороха, для комбинированного баллистико-реактивного разгона массы пастообразного газогенерирующего состава потребуется в два раза меньше.

Оболочка корпуса ствольного реактивного двигателя на пастообразном топливе, включая его сопло, выполняется полностью сгораемой (из шелка, марли, кевлара или карбона) сопло с перепуском может быть стальным или композитным и выполнять функцию стабилизатора-волана или даже маршевого энергосилового устройства в свободном полете.

Комбинированные трехступенчатые энергосиловые устройства, состоящие из расположенных в одном объеме РДПТ, РПДПТГ и ГПВРД на ПГ позволят обеспечить гиперзвуковой доразгон метаемого аппарата перед целью при штатной дульной скорости и 2-3 раза большей дальности.

ОСОБЕННОСТИ РАЗРАБОТКИ РАЗГОННЫХ РДТТ РАКЕТ НЕСТРАТЕГИЧЕСКОЙ ПРО

Д.М. Гальперин

david.galperin@mail.ru

КНИТУ им. А.Н. Туполева – КАИ

Участие России в борьбе против Исламского государства в Сирии вызвало необходимость применения зенитных ракетных систем обороны подвижных войсковых соединений. Эти ЗРС стали подтверждением боеспособности Вооруженных сил страны. В состав ЗРС «Антей-2500» (ЗРС С-300ВМ) входят противоракетные установки на гусеничном шасси, содержащие два транспортно-пусковых контейнера (ТПК) с двухступенчатыми твердотопливными ракетами.

Создание в 1970-х годах войсковых средств ПРО было вызвано появлением в НАТО ракеты «Першинг» с дальностью 1000 км. Средняя скорость ракеты, требуемая для перехвата боевой головки баллистической ракеты средней дальности, обеспечивается характеристиками РДТТ первой ступени, являющегося разгонным двигателем. Поэтому для снаряжения этого двигателя применяется быстрогорящее твердое топливо.

При обеспечении скорости горения 40 мм/с в стандартных условиях (температура 20°C, давление 40 кгс/см²) отмечается отсутствие чувствительности скорости горения к перегрузкам, возможным при разгоне ракеты. К такому выводу пришли зарубежные исследователи и сотрудники ИХФ АН СССР. Причиной явилось возрастание дисперсности конденсированных частиц окиси алюминия Al₂O₃ в составе продуктов сгорания быстрогорящего твердого топлива, диаметр конденсированных частиц которой оказался близким к 1 мкм и менее. По этой причине и в связи с изменением структуры пламени быстрогорящего ТРТ его скорость горения оказалась нечувствительной к скорости потока продуктов сгорания, протекающего вдоль горячей поверхности заряда ТРТ. Появилась возможность пренебречь эффектом эрозионного горения, вызываемым омывающим поверхность горения потоком, интенсифицирующим процессы теплопереноса, что характерно для ТРТ с умеренной скоростью горения.

Повышенная дисперсность частиц окиси алюминия способствовала значительному снижению обусловленной гетерогенностью рабочего тела составляющей потерь импульса в сопле, приблизившейся к нулю. Высокая дисперсность конденсата окиси алюминия с учетом относительно короткого времени работы РДТТ (менее десяти секунд) вызвала в сравнении с РДТТ, снаряженными зарядами ТРТ с умеренной скоростью горения, снижение потерь удельного импульса вызываемых искажением контура сопла под действием высокотемпературного гетерогенного потока продуктов сгорания.

В условиях повышенных требований к динамическим характеристикам противоракеты был признан оптимальным газодинамический метод управления вектором тяги посредством несимметричного вдува продуктов сгорания, отбираемых из камеры двигателя, в сверхзвуковой поток в расширяющейся части сопла Лавала.

Эксплуатация ракеты в условиях хранения и перевозок в нетермостатируемом ТПК при температуре от -50°C до +50°C потребовала повышенного внимания к конструкции заряда ТРТ, скрепленного с композиционным корпусом, изготавливаемым продольно-поперечной намоткой. Было внедрено соответствующее изобретение группы сотрудников Казанского ОКБ-16 и Уральского НИИПМ, защищенное авторским свидетельством.

Применение частично утопленного в камеру сопла обусловлено ограничением длины ракеты. В целях сокращения амплитуды пульсаций давления в камере и тяги, вызванных вихревой нестационарностью на входной кромке сопла, была проведена

совместная работа с кафедрой ракетных двигателей КАИ. Сотрудники кафедры предложили защищенный авторским свидетельством конфузор-насадок на входе в уплотненное сопло двигателя, что позволило нормализовать процесс работы РДТТ. Этот опыт отражен в докладе его ведущего участника Г.А. Глебова на конференции в мае 2016 г., посвященной 70-летию первой в стране кафедры ракетных двигателей, основанной В.П. Глушко и С.П. Королевым.

Литература

1. Гальперин Д.М. Особенности разработки разгонных противоракет атмосферного перехвата // Полет, 2009, № 8, с. 32-36.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВЫСОТНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПУТЕМ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ЕГО СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Ю.В. Зиненков¹

yura2105@mail.ru

И.А. Батов¹, А.В. Луковников²

¹ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»,

²ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Создание силовой установки (СУ), обеспечивающей летательному аппарату продолжительный полет на высоте более 20 км с низкой приборной скоростью, в настоящее время является актуальной задачей. Это обусловлено потребностью Российских Вооруженных сил в беспилотном летательном аппарате (БЛА), способном выполнять задачи на указанной высоте продолжительное время.

При данных условиях полета в работе турбореактивного двигателя (ТРД) возникает ряд известных проблем, связанных с повышением вязкости воздуха. Существующие ранее методики, с использованием которых выполнялся расчет характеристик авиационных двигателей в различных условиях полета, эти проблемы не решали в достаточной мере. Поэтому данная работа заключалась в частичном решении вопроса, связанного с влиянием повышенной вязкости воздуха, в первую очередь, на работу лопаточных элементов двигателя, путем разработки методики определения оптимальных параметров высотной СУ на базе газотурбинного двигателя.

Основным инструментом для проведения расчетно-теоретических исследований в данной методике является разработанная комплексная математическая модель (КММ) БЛА с учетом изменения высотно-скоростных характеристик его СУ в результате влияния числа Рейнольдса. Данная математическая модель обеспечивает проведение расчетно-теоретических исследований, направленных на формирование предварительного технического облика и оценку эффективности СУ высотного БЛА как по внутривдвигательным параметрам, так и по параметрам самолетного уровня. Она состоит из взаимно увязанных между собой математических моделей СУ на базе ТРД различных схем и БЛА.

В итоге с использованием построенной КММ и разработанной методики в совокупности с методом непрямой статистической оптимизации на основе самоорганизации была решена задача по повышению эффективности высотного БЛА путем оптимизации параметров его СУ, что привело к повышению крейсерской высоты, максимальной дальности и продолжительности полета исследуемого высотного БЛА.

Из общего ряда результатов проведенных исследований особую практическую ценность имеют рассчитанные с учетом влияния числа Рейнольдса высотно-скоростные и дроссельные характеристики СУ БЛА с крейсерской высотой полета более 20 км

на базе ТРД нескольких рассмотренных схем. Так же, на основе анализа полученных результатов разработаны рекомендации по выбору схемы двигателя и параметров рабочего процесса СУ высотного БЛА, основанные на предъявляемых к БЛА требованиях и на имеющемся научно-техническом заделе по узлам и газогенераторам перспективных и серийных авиационных двигателей.

В дальнейшем планируется провести исследования по влиянию числа Рейнольдса на другие элементы ТРД, в частности, на процессы протекающие в основной камере сгорания, так как известно, что при снижении давления на входе в камеру сгорания менее 100 кПа (это возможно на высоте более 20 км, при низкой приборной скорости полета), за счет повышения вязкости воздуха, интенсивность турбулизации потока в зоне обратных токов значительно снижается, что вызывает снижение скорости диффузии воздуха с парами топлива, и, как следствие, скорость горения уменьшится, что может привести, в итоге, к срыву пламени в камере сгорания.

Так же немаловажным фактором является влияние числа Рейнольдса на изменение аэродинамических характеристик планера БЛА. Решение этого вопроса так же требует дополнительных исследований.

МЕТОДИКА ВЫРАБОТКИ ТРЕБОВАНИЙ К ТВЕРДОМУ ТОПЛИВУ ПРИ ФОРМИРОВАНИИ ОБЛИКА РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ В СОСТАВЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

М.М. Алексеева

alexeeva@ciam.ru

В.В. Разносчиков, А.О. Севрюк

raznoschikov@ciam.ru

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Создание летательного аппарата (ЛА) на твердом топливе многодисциплинарная и сложная проблема. Одной из задач в этой проблеме является выбор твердого топлива и процесс формирования объемно-массовой компоновки (ОМК) ракетно-прямоточного двигателя на твердом топливе (РПДТ) в составе ЛА.

В качестве допущения принято, что ЛА включает в себя следующие компоненты: планер, полезную нагрузку (ПН), силовую установку (СУ) и топливную систему. Бывают разные постановки формирования облика. С одной стороны, все составляющие ОКМ должны быть размещены в задаваемых габаритах и это зачастую приводит к изменению внешних обводов планера и соответственно к изменению АДХ. С другой стороны, можно зафиксировать геометрию планера и размещать СУ, ПН и т.п. в заданных объемах ЛА (АДХ в этом случае остаются неизменными).

Особенностью СУ является наличие баков твердого топлива (БТТ), которые, по сути, являются газогенераторами, соединенными с камерой дожигания газовадами. Твердое топливо влияет не только на надежность и эффективность двигателя, но и на летно-технические характеристики ЛА.

Процедуру выбора топлива для РПДТ желательно начинать с формирования требований к нему. С одной стороны, топливо выбирается из перечня существующих, с другой стороны при формировании облика ЛА и СУ возникают особые условия эксплуатации топлива и его приходится формировать вновь. Научным интересом выполненной работы является методика формирования требований к твердому топливу, которая основана на системном анализе сложной технической системы.

Системный анализ, исходя из определения, это поиск решения проблемы, а сформированные требования к топливу фактически являются одним из путей ее решения. В докладе будут представлены примеры решения задач по формированию требова-

ний к твердому топливу и формированию объемно – массовой компоновки РПДТ в составе ЛА.

ОЦЕНКА ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С РАКЕТНО- ПРЯМОТОЧНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

**А.О. Севрюк, М.М. Алексеева
В.В. Разносчиков**

**0904ferusmentisx@ciam.ru
raznoschikov@ciam.ru**

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Создание ракетно-прямоточного двигателя на твердом топливе (РПДТ) для высокоскоростного летательного аппарата (ЛА) с внутриаэрозферной областью эксплуатации, является перспективным направлением в ракетной технике. В настоящее время, возникают задачи по разработке гиперзвукового ЛА (ГЛА) с силовой установкой (СУ), работающей не только на жидком топливе, но и на твердом. РПДТ является одной из альтернатив при реализации этой идеи.

Интеграция двигателя и ЛА, взаимосвязь процессов в РПДТ с полетными условиями предопределяют междисциплинарность исследования. Необходимо отметить, что и как в любой сложной технической системе условия создания и функционирования СУ ГЛА являются вероятностными. Поэтому, поиск наилучшего решения выполняется в условиях стохастичности и междисциплинарности. При этом, задача является инженерной, а значит, требует формирования конкретного облика (геометрических размеров, газодинамических параметров и т.д.) СУ. Разработанный программный комплекс «Авиационно-химмотологический анализ» (АХА) позволяет решать задачи по формированию облика СУ ГЛА, но авторами постоянно расширяются возможности расчета СУ ГЛА в программном комплексе, тем самым, уменьшая список допущений при решении задач.

Для формирования облика ГЛА и, соответственно, СУ требуется выполнять оптимизационные исследования. В случае использования численных газодинамических методов расчета даже на современных многопроцессорных кластерах расчет займет очень большое время. Поэтому, для предварительной разработки облика СУ ГЛА все еще актуальными остаются инженерные методы расчета. Однако, очевидно, что эти методы требуют тщательной верификации и при необходимости идентификации.

В докладе будут представлены вопросы, связанные с компоновочными решениями силовой установки ГЛА и модернизированные методики расчета аэродинамических характеристик.

ПЕРСПЕКТИВНЫЙ КОМБИНИРОВАННЫЙ ВРД

Д.Н. Игнатенко

DmitriyEK13104@yandex.ru

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Освоение авиацией гиперзвуковых скоростей является важным направлением развития науки и техники, т.к. оно позволяет решать ряд прикладных задач как гражданского, так и военного характера. Однако главным препятствием данного направления является силовая установка (СУ). Существующие двигатели по техническим и практическим причинам не могут преодолеть число Маха $M=3$, т.к. они основаны на турбо-

компрессорной группе. Исключением является сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель (СПВРД), работающий только при высоких значениях чисел Маха (от 2 до 5). Поэтому основные варианты двигателей, подходящие для гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА), следующие:

- жидкостные ракетные двигатели (ЖРД);
- гиперзвуковые ПВРД (ГПВРД);
- детонационные ВРД;
- комбинированная СУ и гибридные двигатели (турбопрямоточные, ракетно-прямоточные, турборакетные).

ЖРД является автономным двигателем, независимым от внешней среды, и выигрывает по эффективности преобразования химической энергии топлива в механическую, но проигрывает в экономичности, т.к. требует бортового окислителя. ГПВРД и детонационные ВРД являются неосвоенной областью техники, т.к. требуют понимания происходящих в них процессов и исследований достижения в них максимальной эффективности. Переход к двигателям комбинированного термодинамического цикла позволяет расширить диапазон применения ЛА от чисел M от нуля до $M=6-8$. Данный тип двигателя является наиболее практически реализуемым для решения проблем полётов с гиперзвуковыми скоростями. Логичным выбором представляется двигатель, сочетающий в себе свойства двух наиболее освоенных типов ВРД: турбореактивного (ТРД) и СПВРД.

ИССЛЕДОВАНИЕ ФОРМИРОВАНИЯ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПОЛЕЙ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ГТД

Ю.Б. Александров
И.И. Вафин, Б.Г. Мингазов

Alexwischen@rambler.ru

КНИТУ им. А.Н. Туполева – КАИ

Надежность газотурбинных двигателей (ГТД) во многом определяется уровнем неравномерности температурного поля перед турбиной. В связи с этим в работе исследуется процесс смешения газового потока с вторичным воздухом поступающих из боковых отверстий жаровой трубы камеры сгорания (КС). На основании рассмотрения картины течения в жаровых трубах КС составлена методика определения динамики смешения газового потока с вторичным воздухом. Установлены основные определяющие факторы и получены расчетные зависимости. Найденные аналитические уравнения по расчету смешения позволяют прогнозировать уровень неравномерности температурных полей в КС при различных конструктивных и режимных параметрах на входе и определить оптимальные соотношения потоков, обеспечивающих, минимальный уровень неравномерности температурного поля на выходе из камеры сгорания. Однако такой подход требует проверки возможности использования на практике полученных зависимостей путем сопоставления с экспериментом, а также с результатами 3D моделирования.

Использование 3D модели позволяет более точно, относительно аналитических выражений, определить влияние конструктивных и режимных параметров КС на неравномерность температурного поля на выходе, однако требует трудоемкой и долгой временной подготовки по созданию геометрической модели и генерации расчетной сетки, вследствие этого усложняется анализ многочисленных конструктивных вариантов. В этой связи видится наиболее приемлемым совместное использование двух методов для прогнозирования температурных полей: найденных аналитических зависимостей для предсказания основных закономерностей и получения на их основе об-

лика КС в первом приближении и трехмерного компьютерного моделирования с помощью коммерческого пакета вычислительного гидрогазодинамики и горения ANSYS Fluent на завершающем этапе проектирования для получения детальной компоновки блока КС.

Таким образом, найденные полуэмпирические зависимости являются основой для получения гибридных моделей, сочетающих аналитические зависимости с данными результатов трехмерного компьютерного моделирования с помощью коммерческих пакетов Fluent. Полученные зависимости позволяют прогнозировать неравномерность температурных полей на выходе из КС, определяющих во многом надежность турбин ГТД.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ФОРСАЖНЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ

А.А. Пахольченко
А.С. Колесников

SanekKolesnikov1987@rambler.ru

ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»

Форсажные камеры сгорания (ФКС) являются средством обеспечения значительного прироста тяги ГТД, но с точки зрения качества рабочего процесса их эффективность недостаточно высока. Их дальнейшее совершенствование заключается в решении задач минимизации потерь полного давления (в т.ч. на безфорсажных режимах), максимизации полноты сгорания топлива и определения пределов надёжной стабилизации пламени.

Пути решения – поиск оптимальных размеров и взаимного расположения элементов ФКС, повышение качества подготовки топливо-воздушной смеси, расширение зон стабилизации пламени. Поиск новых способов организации рабочего процесса.

В настоящее время существуют методики и программные средства для трёхмерного моделирования рабочего процесса в камерах сгорания. Но их применение для решения поисковых задач осложнено высокими требованиями к вычислительным средствам и большой продолжительностью расчётов. Для сокращения времени и необходимых ресурсов целесообразно применение инженерных методик расчёта, основанных на экспериментальных данных, которые позволят оперативно определять степени влияния различных режимных и конструктивных факторов на характеристики ФКС.

Решение задач повышения качества рабочего процесса в ФКС будет происходить в два этапа: на первом расчёт с использованием инженерных методик позволит выбрать несколько наиболее перспективных вариантов конструкции, а на втором – их детальный анализ с помощью средства трёхмерного моделирования и определение оптимальной конструкции.

Таким образом, применение комплекса средств позволит снизить трудоёмкость и продолжительность расчётов.

ПРОБЛЕМА ОРГАНИЗАЦИИ СНИЖЕНИЯ РАСХОДА ТОПЛИВА В ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

С.А. Маяцкий, Д.Н. Тесля

patmi@rambler.ru

ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»,

Одним из направлений модернизации форсажной камеры сгорания (ФКС) турбореактивного двигателя маневренного самолета является организация регулируемого стабилизатора пламени. Предлагаемый авторами способ заключается в создании убирающихся стабилизаторов пламени. В связи с этим возникает проблема организации управляющего воздействия для обеспечения возможности управления подвижными частями ФКС. Одним из возможных способов является использование топлива как рабочей жидкости. При этом проблема создания топливо-воздушной смеси приобретает новый аспект – расход топлива в момент выпуска и уборки механизации фронтального устройства.

Постановка задачи заключается в решении ряда задач:

- построение математической модели работы подвижных элементов механизации фронтального устройства;
- построение математической модели распыла топлива с фронтального устройства ФКС;
- разработка допущений с учетом удовлетворительной сходимости результатов;
- определение ограничений, зависимостей и критериев подобия для расчетных моделей;
- определение способа решения поставленной задачи;
- экспериментальная проверка верификации полученных результатов.

РАЗРАБОТКА НОВЫХ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ СИСТЕМ СМАЗКИ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ГИПЕРЗВУКОВЫХ И АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В.А. Алтунин¹, К.В. Алтунин¹

altspacevi@yahoo.com

А.А. Щиголев¹, А.А. Юсупов¹

Ю.С. Коханова¹, М.Л. Яновская²

¹КНИТУ им. А.Н. Туполева – КАИ,

²ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Системы смазки двигателей летательных аппаратов различного базирования и назначения на жидких углеводородных горючих и охладителях являются несовершенными. Авиационные моторные масла в них находятся в тяжёлых термодинамических условиях.

Из-за нагрева деталей смазки двигателей происходит и нагрев используемых моторных масел, в результате чего в масляных каналах, форсунках и фильтрах происходит негативный процесс осадкообразования, значительно уменьшается ресурс, надёжность, безопасность и эффективность самих двигателей.

Проведён анализ существующих систем смазки двигателей летательных аппаратов одно – и многоразового использования, показано негативное влияние осадкообразования на ресурс, надёжность и живучесть всего летательного аппарата.

Проведены экспериментальные исследования с применяемыми авиационными моторными маслами.

На основе экспериментальных исследований:

- разработаны новые конструктивные схемы масляных каналов, форсунок, фильтров, датчиков и систем контроля;
- предложены алгоритмы и методики учёта и расчёта особенностей тепловых процессов в авиационных моторных маслах, способов и методов борьбы с осадкообразованием;
- разработаны предложения по увеличению ресурса, надёжности, эффективности, безопасности, экономичности и экологичности перспективных систем смазки двигателей различных летательных аппаратов, включая гиперзвуковые и аэрокосмические.

Доклад сопровождается новыми конструктивными схемами систем смазки двигателей летательных аппаратов повышенных характеристик.

НОВЫЙ МЕТОД ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕМПЕРАТУРОПРОВОДНОСТИ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ ДЕТАЛЕЙ ГТД И ТНА В ПОЛЕ ДЕЙСТВИЯ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ УСКОРЕНИЙ

А.Р. Лепешкин

lepeshkin.ar@gmail.com

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Для определения теплового состояния деталей газотурбинных двигателей (ГТД), турбокомпрессорных агрегатов (ТНА) ЖРД и других деталей машин требуется знание теплофизических свойств материалов, в частности, температуропроводности и теплопроводности.

Исследование температуропроводности металлических материалов в поле действия центробежных ускорений является новой проблемой и ее решение имеет важное значение для двигателестроения и авиакосмической техники.

Новый метод исследований предусматривал закрепление на полоте модельного диска трех теплоизолированных проводников из хромелевого провода с электронагревателем длиной 10 мм. Исследования проводились в испытательной вакуумной камере на разгонном стенде, оснащённом автоматической системой управления частотой вращения электропривода. Контроль за температурным состоянием радиальных и окружного теплопроводников, размещённых на вращающемся диске с нагревателем, производился компьютерной системой. Провода питания нагревателя и термодпары от теплопроводников присоединялись к ртутному токосъёмнику. Во всех экспериментах на разных частотах вращения проводился контроль температур поверхности диска.

В новом методе исследований на основе анализа относительного времени передачи тепла было определено, что температуропроводность теплопроводника, расположенного в радиальном направлении, возрастает не менее, чем в 3.0 и 4.3 раз соответственно на частотах вращения 2500 и 5000 об/мин. Причем, в радиальном направлении от центра температуропроводность возрастает в среднем в 2 раза больше, чем в окружном. Температуропроводность теплопроводника, расположенного в радиальном направлении в сторону центра диска, понижается в 1,5 раза на частоте вращения 2500 об/мин.

Таким образом, указанный рост температуропроводности существенно связан с увеличением средней скорости перемещения свободных электронов (носителей теп-

ла) в металле с учетом ориентированного упорядочивания фононов в условиях воздействия центробежных ускорений (сил инерции). При этом количество столкновений между свободными электронами и фононами уменьшается.

ВЛИЯНИЕ ПОКРЫТИЙ НА УСТАЛОСТЬ ЛОПАТОК ТУРБИН ГТД И ТНА

А.Р. Лепешкин¹

lepeshkin.ar@gmail.com

Н.Г. Бычков¹, А.Н. Стадников¹

О.И. Ильинская², А.Н. Андросович²

А.В. Баженова²

¹ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

²НИУ МАИ

Рабочие лопатки турбин являются термонапряженными деталями горячего тракта газотурбинного двигателя (ГТД) и турбонасосного агрегата (ТНА) ЖРД и работают в широком диапазоне температур и нагрузок. Для никелевых жаропрочных сплавов, применяющихся при изготовлении лопаток турбин ГТД, в качестве защитных покрытий используются алюминидные жаростойкие и теплозащитные керамические покрытия (ТЗП). Опыт эксплуатации ГТД показывает, что ресурс зависит от уровня повреждаемости лопаток турбин. Во многих случаях повреждаемость связана с появлением забоин и других дефектов на поверхности лопаток. Кроме того, ресурс лопаток ограничивается работоспособностью покрытия. Лопатки с поврежденным в эксплуатации покрытием подлежат замене, при этом ресурс основного материала может быть не исчерпан. Одной из причин повреждения рабочих лопаток турбины при работе на двигателе может являться их термическая малоцикловая или многоцикловая усталость. Образование усталостных трещин обычно происходит на внешних или внутренних поверхностях лопаток, в зонах действия высоких переменных напряжений. Сопротивление усталости лопаток изменяется при нанесении защитных покрытий с физическими и механическими свойствами, отличными от свойств жаропрочных сплавов. Например, это наблюдается в ТЗП в зоне охлаждающих отверстий (в зоне максимальных напряжений), которые являются концентраторами напряжений. От отверстия развивается усталостная трещина, которая может привести к разрушению покрытия. По сравнению с лопатками без ТЗП предел выносливости лопаток с ТЗП снижается на 10 %. Влияние теплозащитного покрытия в этом случае такое же, как и жаростойкого покрытия без керамического слоя.

В данной работе проводились также исследования влияния газостатического прессования (ГИП) и нанесения газоциркуляционного покрытия (ГЦП) на характеристики лопаток с ТЗП. При этом сопротивление термической усталости лопаток с ТЗП увеличилась в среднем в 4 раза, а усталости – на 30 % по сравнению с лопатками с ТЗП, необработанными с использованием ГИП.

Исследования влияния покрытий из нитрида титана и эмали типа композит показали, что у лопаток 2 ступени турбины ТНА ЖРД с указанными покрытиями увеличился ресурс в 1,5 раза.



ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ В ИНТЕРЕСАХ СОЦИАЛЬНО- ЭКОНОМИЧЕСКОГО РАЗВИТИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ И ЕЕ РЕГИОНОВ

РАДИОЛОКАЦИОННОЕ ЗОНДИРОВАНИЕ ДЛЯ ОЦЕНКИ СОСТОЯНИЯ СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННЫХ УГОДИЙ

Е.А. Балдина¹

eabaldina@yahoo.com

А.С. Мартынов², К.А. Трошко^{1,2}

¹МГУ имени М.В. Ломоносова, географический факультет

²Научный центр оперативного мониторинга Земли АО «Российские космические системы»

Эффективность применения данных спутниковой съёмки в оптическом диапазоне при решении задач сельского хозяйства была доказана уже более трех десятилетий назад. Однако этот вид съёмки не обеспечивает получения безоблачных снимков в течение всего сезона роста сельскохозяйственных культур, соблюдения необходимого для их мониторинга временного интервала между съёмками. Для успешного решения задач сельского хозяйства становится актуальным привлечение данных радиолокационной съёмки, как перспективного средства мониторинга сельскохозяйственных угодий, позволяющего получить информацию о состоянии посевов вне зависимости от времени суток и погодных условий.

На примере тестового участка в дельте Волги проведена серия экспериментальных работ с использованием повторных радиолокационных данных Radarsat-2, включающая синхронные полевые обследования снимаемой территории для определения текущего состояния сельскохозяйственных угодий, нацеленная на оценку возможностей применения этого вида космической информации в рассматриваемой области. Особенность территории дельты Волги – большая доля неиспользуемых пахотных земель, подверженных процессам деградации из-за не поступления к ним вод половодья, и наличия небольших успешных хозяйств, в частности экспериментальных полей ВНИИОБ (г. Камызяк, Астраханская обл.), где в условиях капельного орошения возделываются разнообразные культуры, в том числе дающие два урожая за сезон.

Решались задачи выбора оптимальных параметров и сроков радиолокационной съёмки, исходя из задач изучения и картографирования современного состояния сельскохозяйственных угодий: пахотных земель, занятых различными культурами, заливных лугов, залежей разного возраста; определение оптимальной последовательности обработки данных для получения изображения, пригодного для дешифрирования), выбор каналов для визуального анализа данных, цветовой синтез). В результате выявлена зависимость значений коэффициента обратного рассеяния от высоты, проективного покрытия и объёма биомассы растительности (закономерное его уменьшение при переходе от древесной к кустарниковой и травянистой растительности).

РАЗРАБОТКА ГИС-ПЛАТФОРМЫ РЕЗУЛЬТАТОВ КОСМИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА ДЛЯ ТОЧЕЧНОГО ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ГЕОПРОСТРАНСТВЕННЫХ ПРОЦЕССОВ

Т.П. Варшанина

gic-info@yandex.ru

О.А. Плисенко, В.Н. Коробков

Адыгейский государственный университет

Разработан способ создания онтологической модели геопространства структурно подобной космопланетарным энергетическим полям. Способ основан на методе структурной маски энергетических геополей (Варшанина, 2014).

Модель оптимальна для логического связывания в координированном поле результатов космического мониторинга геопространственных процессов и пирамиды детализации, накапливаемых в науках о Земле массивов разнообразных данных.

Структурное подобие энергетических полей геообъектов полному спектру космопланетарных энергетических воздействий решает проблему неопределённости при прогнозировании геопространственных процессов, обеспечивает возможность их точечного прогнозирования для планирования устойчивого развития территорий.

Модель апробирована на примере способа точечного прогнозирования времени наступления и уровня паводка (патент № 2480825) и способа диагностики и восстановления исторической динамики очагов потенциальной сейсмической опасности для кратко-среднесрочного точечного прогнозирования времени наступления и магнитуды землетрясений (Варшанина, Коробков, 2016). Глобальный космический мониторинг параметров сейсмических очагов позволит прогнозировать землетрясения точно и с высокой оправдываемостью.

На примере модельной территории разрабатывается методология онтологической формализованной систематики геообъектов по их энергетическим параметрам как составляющей онтологической модели геопространства. Стратегией исследования является выведение через энергетические параметры геообъектов фундаментальных законов изменчивости и взаимообусловленного развития (самоорганизации) географических систем в целях прогнозирования изменения природной среды в зависимости от трендов космопланетарных воздействий.

Формализованная систематика геообъектов по их взаимообусловленному происхождению (онтологии) кардинально увеличит эффективность использования результатов космической деятельности в интересах устойчивого социально-экономического развития страны.

ЦЕНТР КОСМИЧЕСКИХ УСЛУГ И ЕГО МЕСТО В ОБРАЗОВАТЕЛЬНОМ ПРОСТРАНСТВЕ ГИМНАЗИИ

Г.Н. Федоров

fedorov-sch85@yandex.ru

ГБОУ «Гимназия № 1519»

В Российской Федерации в области космической деятельности создан фундаментальный производственный потенциал, накоплен огромный технологический и управленческий опыт, аккумулирована одна из наиболее развитых в мире база научных и практических знаний. Сформирована единая военно-космическая отрасль, освоен выпуск всей номенклатуры космической техники – от тяжелых ракет-носителей до нанокос-

мических аппаратов. Космическая деятельность занимает ключевое место в геополитике России и является одним из важнейших факторов, определяющих ее статус как страны высоких технологий.

Важной составляющей развития космической деятельности является создание инфраструктуры использования результатов космической деятельности.

В последние несколько лет началось активное использование научных и практических результатов космической деятельности во всех сферах жизни. Курс на внедрение результатов космической деятельности во всех сферах деятельности государства, общества, бизнеса, населения утверждён в январе 2014 г. Президентом Российской Федерации в «Основах государственной политики в области использования результатов космической деятельности в интересах модернизации экономики Российской Федерации и развития ее регионов на период до 2030 года». Стремительно нарастает техническая оснащённость регионов России аппаратно-программными комплексами центров космических услуг различных уровней, что позволяет поставлять соответствующие продукты и услуги, в том числе образовательные, различным потребителям. В настоящий момент это направление является одним из магистральных ориентиров развития всей космической отрасли.

Современная система образования оказалась неготовой к быстрым темпам развития экономики, произошло рассогласование между предлагаемыми услугами и возрастающими запросами общества. В ближайшее время образование должно перейти к новым педагогическим технологиям, нацеленным на индивидуальное развитие личности, творческую инициативу, формирование у учащихся универсальных умений ставить и решать задачи для разрешения возникающих в жизни проблем – в профессиональной деятельности, самоопределении, повседневной жизни. Образовательная программа сегодня должна опираться на новые технологии получения, усвоения, использования информации. К числу таких технологий относятся и космические образовательные технологии, опирающиеся на новейшие достижения в области дистанционного зондирования Земли из космоса. Необходимо обеспечить освоение компетенций на основе современных и эффективных подходов информационного обеспечения с использованием результатов космической деятельности.

Космические технологии – это новое направление образовательной деятельности, которое позволяет получать, распространять и популяризировать научные знания. Они предоставляют возможность работы с современной информацией в режиме реального времени.

Использование космических образовательных технологий предоставляет большие возможности для формирования личностных результатов обучения средствами таких предметных областей как география, экология, информатика, физика, математика. Это не только расширяет содержание программ общего образования, но и позволяет проводить работу по профессиональной ориентации, удовлетворяя индивидуальные потребности обучающихся. С помощью космического мониторинга можно получить ясное представление об использовании информационных технологий в строительстве, гидрометеорологии, географии, геологии, лесном хозяйстве, сельском хозяйстве, экологии, картографии, сейсмологии, океанологии, что безусловно поможет сделать осознанный выбор будущей профессии. Космические технологии позволяют не только сместить акцент с классно – урочной системы на проектно-исследовательскую деятельность, но и разнообразить формы уроков, проводить их нестандартно, сделать школьников активными участниками образовательного процесса. Необходимо подчеркнуть эффективность применения космических образовательных технологий в рамках дополнительного образования и внеурочной деятельности.

Вместе с тем необходимо отметить, что в данный момент далеко не все преподаватели школы готовы к применению новых форм и методов обучения с использовани-

ем геоинформационных технологий. Это объясняется отсутствием соответствующей подготовки по информационным технологиям во время обучения в вузах. Студенты педагогических учебных заведений, вузов и колледжей, будущие учителя информатики, в настоящий момент не подготовлены к внедрению геоинформационных технологий в образовательный процесс, что находит своё подтверждение во время педагогической практики в гимназии.

Для притягивания учащихся интереса к геоинформационным технологиям, понимания целесообразности и необходимости их освоения в программу по информатике для учащихся, начиная уже с восьмого класса, целесообразно включить изучение геоинформационных систем.

В текущем году в гимназии созданы три группы дополнительного образования, в которые входят учащиеся 8-х и 9-х классов. Главной целью программы дополнительного образования является освоение и практическое применение базовой геоинформационной платформы «Космос». Изучение БГП «Космос» ориентировано на применение ее в разработке проектов по материалам дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) по тематике МЧС и туристической индустрии. Это новое направление в системе дополнительного образования в гимназии нацелено на развитие проектной и исследовательской деятельности учащихся.

Проведение практико-ориентированных занятий в школьном ЦКУ, совместная работа с социальными партнёрами гимназии – вузами и научно-производственными предприятиями способствовали созданию в гимназии инженерных классов. Основная цель создания таких классов – дать возможность учащимся получить предпрофессиональные навыки, подготовить компетентного абитуриента, дать возможность ученику сделать осознанный и ответственный выбор своей будущей профессии. Космические образовательные технологии позволяют ученикам овладеть целым спектром необходимых знаний и умений, познакомят с основами современного производства, дадут представление о работе инженера в разных отраслях науки и промышленности. На базе школьного ЦКУ учащиеся смогут получить начальные навыки в проектировании и изготовлении элементов космической техники, программировании и подготовке к запуску учебных спутников.

ОПЫТ ИННОВАЦИОННО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ИО ЦКУ МИИГАИК

В.С. Грузинов

gruzinov@miigaik.ru

Московский государственный университет геодезии и картографии (МИИГАиК)

В связи с принятием профессионального стандарта «Специалист по оказанию космических услуг на основе использования данных дистанционного зондирования Земли из космоса» рассматриваются перспективы подготовки таких специалистов в МИИГАиК. В докладе приводится описание деятельности и задел ИО ЦКУ МИИГАиК в данном направлении. С целью определения готовности университета к обеспечению отраслей квалифицированными кадрами в области оказания космических услуг на основе использования данных ДЗЗ из космоса рассматриваются требования, предъявляемые к базовым знаниям и умениям. Анализ требований показывает, что подготовка квалифицированных специалистов в данной области соответствует компетенции МИИГАиК в сфере предоставления образовательных услуг. Вместе с тем отмечается ряд методологических и организационных затруднений, которые необходимо учесть при разработке и внедрении образовательной программы, реализующей данный профстандарт.

ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПЛАТФОРМЫ «ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ В ИНТЕРЕСАХ КОНЕЧНЫХ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ» В РАМКАХ ФОРМИРОВАНИЯ «ОБЪЕДИНЁННОЙ ИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ГОСУДАРСТВ – УЧАСТНИКОВ СНГ ПО ЗАЩИТЕ ОТ БИООПАСНОСТЕЙ»

**Н.Н. Дубовцев
Д.С. Тряпкин
М.С. Саус**

**dubow61@mail.ru
dtryapkin@rekod.ru
msaus@rekod.ru**

ОАО «НПК «РЕКОД»

Целью создания Объединённой информационной системы государств – участников СНГ по защите от биоопасности (далее – ОИС «Биоопасность») является минимизация для здоровья человека и окружающей среды последствий негативных социально-экономических и природных процессов, вызванных биоопасностями.

Создание ОИС «Биоопасность» планируется в виде объединённой информационной системы, в которой предполагается использование научно-технического задела Технологической платформы «Использование результатов космической деятельности в интересах конечных потребителей» (далее – Платформа).

Учитывая гигантскую площадь, на которой следует проводить мониторинг биоопасностей (территория государств-участников СНГ и природные очаги биоопасностей, примыкающие к южным границам этих стран), важной проблемой является необходимость интеграции значительных массивов разнородных пространственных данных, качественных и количественных характеристик с целью формирования проблемно-ориентированных баз данных и поисково-аналитических систем, обеспечивающих оперативный доступ к информации базирующейся на современных технологиях дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), беспилотных летательных аппаратов и наземных измерений.

Для реализации подобной технологии в рамках единой системы информационной поддержки государств-участников СНГ, с учётом направлений деятельности Платформы, предложена структура распределённой геоинформационной системы для решения задач мониторинга состояния территорий и объектов, явлений и процессов на основе данных дистанционного зондирования Земли (далее – Система) в целях информационной поддержки принятия управленческих решений по защите от биоопасностей:

1. Межгосударственный уровень: единый информационный Центр ОИС «Биоопасность».
2. Национальные центры государств-участников СНГ, которые могут быть построены на основе типового центра космических услуг, разработанного ОАО «НПК «РЕКОД».
3. Решение задачи спутникового мониторинга биоопасностей на измерительном (количественном) уровне возможно путем организации тестовых полигонов (размер $\approx 50 \times 50$ км).

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ НОРМАТИВНОГО ПРАВОВОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ В ЦЕЛЯХ ДАЛЬНЕЙШЕГО РАЗВИТИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПЛАТФОРМ

Безбородов В.Г.
Дубовцев Н.Н.
Шадрин А.Е.

director@rekod.ru
dubow61@mail.ru
shadrin@economy.gov.ru

ОАО «НПК «РЕКОД»

Целью государственной политики в области использования результатов космической деятельности (далее – РКД) в интересах модернизации экономики Российской Федерации и развития ее регионов на период до 2030 года (далее – Основы), является координация деятельности федеральных органов исполнительной власти, органов исполнительной власти субъектов Российской Федерации, органов местного самоуправления, организаций различных форм собственности, обеспечивающая эффективное использование результатов космической деятельности в интересах развития Российской Федерации, ее субъектов, повышения качества жизни и безопасности населения страны.

Для её реализации необходим качественно новый инструмент, позволяющий консолидировать интеллектуальные, технологические и иные ресурсы участников процесса использования РКД, обеспечить учёт интересов всех конечных потребителей. Таким инструментом может стать Технологическая платформа (далее – Платформа) – перспективный инструмент социально-экономического развития Российской Федерации и ее регионов, основанный на тесной коммуникации образования, науки и высокотехнологичной промышленности, государственно-частном партнерстве, направленный на создание перспективных космических продуктов (услуг).

Участие Платформ в формировании и реализации государственной научно-технической и инновационной политики может сыграть важную роль в повышении качества планирования и прогнозирования развития научно-технологической сферы, эффективности в постановке задач и целеполагании, эффективности и результативности реализации проектов, в том числе осуществляемых с участием государства.

Главная проблема – неопределенность статуса и функций российских Платформ, что обуславливает недостаточную заинтересованность федеральных и региональных органов исполнительной власти, институтов развития во взаимодействии с ними.

Необходимым условием развития российских Платформ является установление единых подходов к взаимодействию с ними федеральных, региональных органов исполнительной власти и государственных институтов развития.

Кроме того, Платформы должны брать на себя обязательства по привлечению необходимых объемов внебюджетного софинансирования, участию в экспертизе результатов выполнения работ и ответственности за достижение плановых (заявленных) показателей реализации проектов – вплоть до применения к ним штрафных санкций (дисквалификации) за недобросовестное поведение рекомендованного (поддержанного) ими исполнителя.

Платформы должны нести также ответственность за коммерциализацию перспективных результатов научно-технической деятельности. Оценка эффективности деятельности Платформ, в первую очередь, должна базироваться на данных показателях.

Результатом такого подхода должно стать существенное повышение качества выполняемых работ, вовлечение в деятельность Платформ большого количества организаций и экспертов, исключение дублирования при формировании тематик (проек-

тов) со стороны различных федеральных органов исполнительной власти и институтов развития.

НА ПУТИ К ФОРМИРОВАНИЮ ЦЕЛОСТНОЙ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ В ОБЛАСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

А.А. Казаков

kazakovaz1@mail.ru

Московская международная высшая школа бизнеса «МИРБИС»

1. Задача формирования образовательной системы поставлена в «Основах государственной политики в области использования результатов космической деятельности в интересах модернизации экономики РФ и развития ее регионов на период до 2030 года». Определен результат: развернутая сеть центров компетенций и др. элементов системы подготовки и повышения квалификации специалистов. Срок решения задачи – период до 2020 года.
2. Образовательная система – не только неотъемлемая часть полноценной инфраструктуры использования РКД; ее создание окажет мощное влияние на инновационное развитие всех секторов экономики страны. Формирование целостной образовательной системы – многоэтапная, ресурсоемкая государственная задача, непостоянная ни отдельному вузу, ни их совокупности. Оптимальный подход предложен НПО «РЕКОД» и поддержан рядом вузов: создании консорциума (вузы, научные учреждения, работодатели, другие организации, представители органов власти, в том числе – региональных).
3. Необходимость скорейшего начала подготовки кадров на основе утвержденных профессиональных стандартов очевидна. Однако грубейшей ошибкой было бы «ускорение» за счет пропуска важнейшего этапа: проектирования системы и четкого планирования ее ввода в действие.
4. Открытию образовательных программ по новым направлениям (специальностям) и профилям подготовки должен предшествовать анализ потребностей организаций, нуждающихся в соответствующих кадрах (маркетинговые исследования, изучение рынков труда, ожидаемого вклада в инновационное развитие и т.п.). Особенность ситуации, в которой формируется образовательная система – неразвитость рынка космических продуктов и услуг, на некоторых субрынках – их зачаточное состояние. Опыт показывает возможность серьезных просчетов (как завышения, так и занижения показателей).
5. Подготовка специалистов при разумной организации сама по себе способна создавать новые рабочие места. Коллективы новых предприятий могут создаваться уже в ходе обучения. «Истории успеха» такого рода существуют.
6. Работы, проделанные «НПК «РЕКОД» в 2013-2016 годах (разработка профессиональных стандартов, создание сети Центров космических услуг др.), позволяют решить задачу в установленный срок. На этой основе следует начать разработку ФГОС. Однако появления первого бакалавра можно ожидать не ранее 2023 г., магистра – 2026 года.

Плодотворной идеей является начало подготовки специалистов в системе дополнительного образования (срок обучения – один учебный год.) Именно ее реализация позволит решить задачу своевременно и эффективно использовать ограниченные ресурсы.

ДЕШИФРИРОВАНИЕ МАГИСТРАЛЬНЫХ ТРУБОПРОВОДОВ ПО КОСМИЧЕСКИМ СНИМКАМ РАЗНОГО РАЗРЕШЕНИЯ

П. Е. Каргашин

p.e.kargashin@mail.ru

ФГБОУ ВО МГУ имени М.В. Ломоносова, географический факультет, кафедра картографии и геоинформатики

Решение хозяйственных задач, связанных с природопользованием, требует знания пространственного положения объектов различного назначения. Данные дистанционного зондирования активно используются для инвентаризации природных и антропогенных объектов.

Методы и приемы дешифрирования снимков хорошо известны и обладают универсальностью, но каждая сфера имеет специфические особенности их применения. Для нефтегазовой отрасли – это поиск и распознавание трубопроводов. Данная задача является достаточно сложной и трудно поддается формализации. Особенность трубопроводов как объекта дешифрирования заключается в их подземной прокладке и разнообразии условий окружающей среды, в которых функционируют нефте- и газопроводы.

Большинство доступных ресурсов отображают магистральные трубопроводы в виде отрезков (а не полилиний), соединяющих компрессорные или нефтеперекачивающие станции что, очевидно, не соответствует действительности. Космические снимки позволяют получить актуальное положение трубопроводов даже при использовании снимков разрешением в несколько десятков метров.

Выполненные исследования позволили составить перечень правил и общую методику работ, на основе чего удается локализовать трубопроводы, отличив их от других линейных объектов (дорог, линий электропередачи, рек), а также определить некоторые их характеристики. Предлагаемая технология опробована на снимках оптического разного разрешения и показала свою эффективность для разных природных зон.

ОТ ОТДЕЛЬНЫХ ПРОЕКТОВ К КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЕ МОНИТОРИНГА ООПТ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РЕЗУЛЬТАТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

В.Р. Хохряков

khokhryakov@yandex.ru

ФГБУ «Национальный парк «Смоленское Поозерье»

В настоящий момент система ООПР РФ насчитывает свыше 13 тысяч ООПТ различных категорий, общей площадью более 2 млн. км² – это 11% территории нашей страны. В федеральной системе – 103 государственных природных заповедника, 50 национальных парков и 59 федеральных заказников.

В большинстве ООПТ использование современных ГИС-технологий осуществляется не на системной основе, а спонтанно. Зачастую в одной организации в эксплуатацию введены две, а иногда и три несопряженные системы на основе различных ПО.

С 1 января 2016 в РФ при осуществлении государственных закупок введены ограничения на допуск иностранного программного обеспечения. С этого момента при государственных закупках организации обязаны отдавать предпочтение российскому ПО.

Основное количество природоохранных организаций, которые реализуют собственные ГИС-проекты, используют ПО зарубежной разработки - ArcGIS (заповедники

Денижкин камень, Центрально сибирский и др.), MapInfo (заповедники Брянский лес, Центрально лесной и др.).

Программные средства ГИС обеспечения российской разработки (nextGIS) используются в Висимском, Приокско-Террасном, Нижнекамском заповедниках и в национальных парках Белогорье, Самарская Лука, Угра, а также в Слобожанском национальном парке (Украина).

О необходимости разработки универсального программного комплекса с возможностью интеграции на одной платформе ГИС-проектов, организации доступа к сторонним web-сервисам, космоснимкам и материалам наземного мониторинга территорий ООПТ нами отмечено ранее.

С 2008 году ОАО «НПК «РЕКОД» и ФГБУ «Национальный парк «Смоленское Поозерье» реализуют пилотный проект по созданию типовой системы мониторинга и управления ООПТ РФ с использованием РКД и современных информационных технологий.

В 2015 г. была введена в эксплуатацию новая отечественная базовая геоинформационная платформа «КОСМОС», которая позволяет интегрировать ранее созданные ГИС-проекты, подключать сторонние web-сервисы, проводить заказ космоснимков и их пакетную обработку и т.д., что в свою очередь позволяет перейти к системному использованию РКД в охране и мониторинге природой среды ООПТ всех уровней.

СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ГЕОИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ, КОСМИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА НА ТЕРРИТОРИИ КИРОВСКОЙ ОБЛАСТИ

Е.В. Огородников

gis@csr43.ru

КОГБУ «Центр стратегического развития информационных ресурсов и систем управления»

Кировская область с 2010 года занимается внедрением и использованием результатов космической деятельности в работу органов государственной власти, а также органов местного самоуправления, применяя функционал и данные геоинформационной системы Кировской области, а также результатов мониторинга территории региона с использованием данных дистанционного зондирования Земли.

КОГБУ «Центр стратегического развития информационных ресурсов и систем управления» центр компетенции в сфере использования результатов космической деятельности Кировской области.

Геоинформационная система Кировской области инструмент информационной поддержки в процессе принятия управленческих решений органов власти и органов местного самоуправления региона. Практическое применение геоинформационной системы региона затрагивает различные направления деятельности, но в первую очередь это сферы касающиеся использования природных ресурсов области. Экология и природопользование, лесопользовательская деятельность, мониторинг сельскохозяйственных угодий. Инвестиционная привлекательности региона, развитие информационных технологий, а также различные социальные проекты, также не обходятся без использования геоинформационных технологий.

Мониторинг территории Кировской области с использованием данных дистанционного зондирования Земли является одним из элементов использования результатов космической деятельности в работе органов государственной власти Кировской области. Это один из основных способов проведения независимого мониторинга состояния окружающей среды. За период с 2012 по 2014 г.г. сформирован архив данных

по различным видам мониторинга. Недостаточное наличие материалов космической съемки на территорию Кировской области – серьезная проблема, которая тормозит развитие данного направления деятельности и не позволяет осуществлять мониторинг территории региона с помощью материалов дистанционного зондирования Земли в полном объеме.

На территории Кировской области создана инфраструктура центров космических услуг начиная со школьных и заканчивая муниципальным.

Развернута спутниковая опорно-межевая сеть «Регион Вятка», которая включает в себя 35 базовых станций, расположенных в районах Кировской области и вычислительный центр в городе Кирове. Зона покрытия станций охватывает территорию Кировской области и часть территории близлежащих регионов. Использование в работе данных СОМС обеспечивает высокую точность при определении координат поворотных точек границ земельных участков и объектов недвижимости.

Создана система логистики и мониторинга транспорта, представляющая собой программно-аппаратный комплекс мониторинга подвижных объектов на основе систем спутниковой навигации ГЛОНАСС и других ГНСС. Система используется для решения задач эффективного управления транспортными средствами органов исполнительной власти Кировской области.

Создан Геоинформационный кластер «Геокиров» с целью объединить ресурсы и компетенции организаций лидеров IT отрасли и ГИС-технологий региона. Приоритетным направлением деятельности кластера является прикладное использование результатов космической деятельности, а также научно-исследовательская и образовательная деятельность.

С каждым годом все больше растет потребность региона в использовании как геоинформационных технологий, так и в целом результатов космической деятельности. Кировская область отличается от большинства субъектов РФ большой площадью, климатическими особенностями, высоким процентом труднодоступных территорий. В таких условиях эффективное управление регионом возможно только при условии использования современных технологий.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ НОРМАТИВНОГО ПРАВОВОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ В ЦЕЛЯХ ДАЛЬНЕЙШЕГО РАЗВИТИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПЛАТФОРМ

Безбородов В.Г.
Дубовцев Н.Н.
Шадрин А.Е.

director@rekod.ru
dubow61@mail.ru
shadrin@economy.gov.ru

ОАО «НПК «РЕКОД»

Целью государственной политики в области использования результатов космической деятельности (далее – РКД) в интересах модернизации экономики Российской Федерации и развития ее регионов на период до 2030 года (далее – Основы), является координация деятельности федеральных органов исполнительной власти, органов исполнительной власти субъектов Российской Федерации, органов местного самоуправления, организаций различных форм собственности, обеспечивающая эффективное использование результатов космической деятельности в интересах развития Российской Федерации, ее субъектов, повышения качества жизни и безопасности населения страны.

Для её реализации необходим качественно новый инструмент, позволяющий консолидировать интеллектуальные, технологические и иные ресурсы участников процесса использования РКД, обеспечить учёт интересов всех конечных потребителей. Таким инструментом может стать Технологическая платформа (далее – Платформа) – перспективный инструмент социально-экономического развития Российской Федерации и ее регионов, основанный на тесной коммуникации образования, науки и высокотехнологичной промышленности, государственно-частном партнерстве, направленный на создание перспективных космических продуктов (услуг).

Участие Платформ в формировании и реализации государственной научно-технической и инновационной политики может сыграть важную роль в повышении качества планирования и прогнозирования развития научно-технологической сферы, объективности в постановке задач и целеполагании, эффективности и результативности реализации проектов, в том числе осуществляемых с участием государства.

Главная проблема – неопределенность статуса и функций российских Платформ, что обуславливает недостаточную заинтересованность федеральных и региональных органов исполнительной власти, институтов развития во взаимодействии с ними.

Необходимым условием развития российских Платформ является установление единых подходов к взаимодействию с ними федеральных, региональных органов исполнительной власти и государственных институтов развития.

Кроме того, Платформы должны брать на себя обязательства по привлечению необходимых объемов внебюджетного софинансирования, участию в экспертизе результатов выполнения работ и ответственности за достижение плановых (заявленных) показателей реализации проектов – вплоть до применения к ним штрафных санкций (дисквалификации) за недобросовестное поведение рекомендованного (поддержанного) ими исполнителя.

Платформы должны нести также ответственность за коммерциализацию перспективных результатов научно-технической деятельности. Оценка эффективности деятельности Платформ, в первую очередь, должна базироваться на данных показателях.

Результатом такого подхода должно стать существенное повышение качества выполняемых работ, вовлечение в деятельность Платформ большого количества организаций и экспертов, исключение дублирования при формировании тематик (проектов) со стороны различных федеральных органов исполнительной власти и институтов развития.

ПРИМЕНЕНИЕ ЗАПАТЕНТОВАННЫХ РАЗРАБОТОК ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ В НАРОДНОМ ХОЗЯЙСТВЕ И ОСОБЕННОСТИ ЗАЩИТЫ РОССИЙСКОЙ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ В ДРУГИХ СТРАНАХ

Раткин Л.С.

rathkeen@bk.ru

Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»,
ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН)

В рамках работ по созданию изделий для ракетно-космической техники автором был получен патент на изобретение без соавторов. При патентовании разработки за рубежом им был выявлен комплекс проблем, снижающий инновационную активность российских изобретателей и сокращающий объемы зарубежного патентования. При преодолении отказа в патентовании автором были обнаружены правовые пробелы в законодательной базе и внутренние и внешние противоречия в нормативно-право-

Секция 16

вых документах (НПД) международного, федерального и регионального уровней. В докладе представлены примеры НПД.

Более детальное исследование нормативно-правовой базы выявили неравные условия российских и иностранных заявителей на права в сфере интеллектуальной собственности по ряду категорий заявок. Изучение ситуации подтверждает факт, что присоединение России к ВТО в ряде случаев не только способствовало значительному повышению патентных пошлин за регистрацию изобретений, полезных моделей, промышленных образцов, товарных знаков и других объектов интеллектуальной собственности, но и значительно усложнило процедуру преодоления отказа на их регистрацию в других странах. Для инноваторов–разработчиков и профессионалов–патентоведов известны страны (и мировые регионы), в которых стоимость получения свидетельства на регистрацию на порядок выше, чем в других мировых регионах, при этом существенно повышается и вероятность отказа (например, неполнота описания или, наоборот, излишняя детализация). Примеры – в докладе.

Автор исследовал проблему получения свидетельств на регистрацию объектов интеллектуальной собственности (изобретений, полезных моделей, промышленных образцов, товарных знаков и др.) в России и за рубежом. В ходе научной работы автору удалось получить более ста (!) свидетельств на регистрацию объектов интеллектуальной собственности за рубежом, которые могут применяться в народном хозяйстве в России и использоваться для продвижения российских разработок в ракетно-космической отрасли в разных мировых регионах. В докладе представлены примеры получения свидетельств на регистрацию объектов интеллектуальной собственности и даны рекомендации по оформлению.



СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И КОМПЛЕКСОВ

ТЕРМИНАЛЬНЫЙ АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ КА С БОЛЬШИМ СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ СИЛАМИ СВЕТОВОГО ДАВЛЕНИЯ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

К.А. Богданов

Kab956@mail.ru

Россия, М.О., г. Королёв, ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва», г. Долгопрудный, МФТИ (ГУ)

Рассматривается задача удержания космического аппарата вблизи точки стояния на геостационарной орбите. Конструкция КА включает в себя большой солнечный парус, представляющий собой вращающийся мембранный диск с центральной жесткой вставкой, приборный отсек и компенсирующий силовой гироскоп во внутреннем кардановом подвесе с регулируемой скоростью вращения ротора. Солнечный парус и силовой гироскоп вращаются в противоположном направлении и образуют «спарку». Данная конструкция обладает большим скрытым кинетическим моментом, что дает возможность быстро осуществлять угловые маневры КА.

Траекторные маневры КА осуществляются силами светового давления, действующими на солнечный парус. Меняя углы наклона солнечного паруса к вектору потока солнечного света, мы можем менять проекции сил солнечного давления, действующих на КА тем самым удерживая КА в окрестности точки стояния.

Для поиска необходимых углов наклона плоскости солнечного паруса к вектору светового потока используется терминальный алгоритм управления. Движения КА относительно точки стояния описывается линейной системой дифференциальных уравнений. Правая часть уравнений представляет собой суперпозицию тригонометрических функций, достаточно точно описывающих лунно-солнечные гравитационные возмущения и силу светового давления. По решению данной системы легко оценивается местоположение КА в тот или иной момент времени относительно точки стояния. По заданию нужного конечного положения КА, определяются необходимые углы наклона Солнечного паруса.

Проведено математическое моделирование движения КА относительно точки стояния с учетом вышеупомянутых возмущений. По результатам моделирования КА отклонялся от точки стояния максимум на 15-20 км, что является достаточно хорошим результатом для спутника на геостационарной орбите и демонстрирует работоспособность предложенного алгоритма управления.

АЛГОРИТМ ТЕРМИНАЛЬНОГО НАВЕДЕНИЯ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА В ЗАДАННУЮ ТОЧКУ ПРОСТРАНСТВА ПРИ ПОСАДКЕ НА БЕЗАТМОСФЕРНОЕ НЕБЕСНОЕ ТЕЛО

А.В. Фомичев
Е.К. Ли

a.v.fomichev@bmstu.ru
elen.k.lee@student.bmstu.ru

Россия, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

Первая посадка спускаемого аппарата на безатмосферное небесное тело (Луну) была выполнена в эпоху первых лунных экспедиций. Отличительной особенностью мягкой посадки спускаемого аппарата в условиях отсутствия атмосферы является необходимость использования для торможения реактивной тяги.

Задача терминального управления мягкой посадкой спускаемого аппарата на поверхность Луны была решена аналитически в эпоху первых лунных программ. Однако первые мягкие посадки спускаемых аппаратов были выполнены экваториальных регионах с равнинным рельефом, и требования по точности посадки в заданную точку поверхности при этом отсутствовали.

Для выполнения посадки спускаемого аппарата на поверхность со сложным рельефом необходима реализация концепции терминального наведения в заданную точку пространства. Существует ряд алгоритмов терминального управления посадкой на безатмосферные небесные тела, реализующих принципы «жестких» и «гибких» траекторий. При этом большая часть алгоритмов, реализующих «гибкую» стратегию, использует численно-аналитический подход к формированию опорной траектории движения спускаемого аппарата.

В настоящей работе предлагается аналитический алгоритм терминального управления пространственным движением спускаемого аппарата с использованием реактивной тяги для случая постоянного тормозного ускорения с использованием линейных программ изменения углов тангажа и рыскания. Предлагаемый алгоритм опирается на аналитическое решение задачи терминального наведения спускаемого аппарата в заданную точку трехмерного пространства при посадке на безатмосферное небесное тело и не использует численных процедур. В соответствии с принципом «гибких» траекторий данный алгоритм предполагает реализацию периодически обновляемой программы управления, обеспечивающей достижение терминальных условий посадки из текущего состояния, соответствующего моменту времени обновления программы управления.

Проведено математическое моделирование процесса наведения спускаемого аппарата в заданную точку пространства при посадке на поверхность Луны. Исследована точность предлагаемого алгоритма для широкого диапазона начальных условий по положению и скорости спускаемого аппарата в момент начала торможения.

К ВОПРОСУ УМЕНЬШЕНИЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ ЗАТРАТ ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ БОРТОВЫХ АЛГОРИТМОВ ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

М.В. Ли

leemarat@gmail.com

Е.А. Микрин, М.Н. Поклад

Россия, М.О., г. Королёв, ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»

Управление ориентацией космического аппарата (КА) является одной из важнейших задач, обеспечивающих выполнение его целевой функции. Задача управления ориентацией включает в себя переходы из произвольного начального углового положения в произвольное конечное, а также его стабилизацию. При терминальной постановке задачи дополнительно задаётся время, за которое процесс изменения ориентации должен произойти. Существует большое количество работ, посвященных задаче управления угловым движением КА в той или иной постановке [1-5]. В данной работе рассматривается возможность упрощения вычислений и синтеза более простого алгоритма терминальной переориентации КА в орбитальной системе координат (ОСК). В основу алгоритма положен метод синтеза значений программной угловой скорости [6]. В работе ставится задача уменьшения вычислительных затрат. Для её решения в качестве исходных соотношений используются уравнения численного интегрирования кинематических уравнений во вращающейся системе координат методом Рунге-Кутты второго порядка точности. Используя кинематическую постановку задачи для синтеза программных значений угловой скорости и исходя из возможности получения этих значений в реальном масштабе времени, синтезирован алгоритм терминальной переориентации КА в орбитальной системе координат. Получены результаты математического моделирования, показывающие работоспособность предложенного алгоритма переориентации.

Литература

1. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Негодяев С.С. и др. Оптимальное управление орбитальной ориентацией космического аппарата на основе алгоритма с прогнозирующей моделью // Труды МФТИ. 2010. Том 2, №3. С. 189-195.
2. Зубов Н.Е., Лапин А.В., Микрин Е.А. Применение метода точного размещения полюсов к решению задачи приведения ориентации космического аппарата в элементах кватернионов // Вестник компьютерных и информационных технологий, 2014. №3. С. 3–9.
3. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Мисриханов М.Ш. и др. Применение алгоритма точного размещения полюсов при решении задач наблюдения и идентификации в процессе управления движением космического аппарата // Изв. РАН. ТиСУ. 2013. №1. С. 135-151.
4. Левский М. В. Оптимальное управление ориентацией космического аппарата // Известия вузов. Приборостроение. 2008. Том 51, №5. С.30 – 36.
5. Велищанский М.А., Крищенко А.П., Ткачев С.Б. Синтез алгоритмов переориентации космического аппарата на основе концепции обратной задачи динамики // Известия РАН. Теория и системы управления. 2003. № 5. С. 156-163.
6. Зубов Н.Е., Ли Е.К., Ли М.В., Микрин Е.А., Поклад М.Н., Рябченко В.Н. Алгоритм вычисления программных значений компонент вектора угловой скорости при терминальном пространственном развороте космического аппарата в инерциальной системе координат // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2015. № 6. С. 3 – 20.

НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ПРОГРАММНОЙ ТРАЕКТОРИИ СПУСКА В АТМОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

Е.А. Микрин^{1,2}

darlespp@gmail.com

М.А. Джабаров², М.Н. Поклад¹

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана,

²ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»

Задача управления спуском космического аппарата (КА) в атмосфере Земли чрезвычайно актуальна, поскольку из всех этапов полета спуск остается самым динамически нагруженным. В этом случае главной задачей является обеспечение заданных значений перегрузки и тепловых режимов, а также обеспечение посадки в заданном районе или в заданной точке поверхности Земли.

В рамках данной работы для математической модели пространственного движения космического аппарата в атмосфере Земли разработан модальный регулятор в стохастической постановке, обеспечивающий высокоточную обратную связь. В основу синтеза регулятора положен алгоритм синтеза модального управления [1-3], который построен с использованием оригинальной декомпозиции модели движения космического аппарата. Получены аналитические формулы расчета модального регулятора. Проведено статистическое моделирование отслеживания программной траектории спуска на всем участке спуска в атмосфере Земли с учётом атмосферных возмущений, анализ результатов которого показывает, что модальный регулятор обеспечивает высокую точность управления и хорошее качество переходных процессов.

Литература

1. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н. Модификация метода точного размещения полюсов и его применение в задачах управления движением космического аппарата // Изв. РАН. ТиСУ. 2013. № 2. С. 118–132.
2. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н. Синтез развязывающих законов стабилизации орбитальной ориентации космического аппарата // Изв. РАН. ТиСУ. 2012. № 1. С. 92–108.
3. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н. Синтез законов управления космическим аппаратом, обеспечивающих оптимальное размещение полюсов замкнутой системой управления // Изв. РАН. ТиСУ. 2012. № 3. С. 98–111.

АЛГОРИТМ СТАБИЛИЗАЦИИ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА ПИЛОТИРУЕМОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ «ФЕДЕРАЦИЯ» ПРИ СПУСКЕ В АТМОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

С.Н. Евдокимов, И.С. Ильющенко
Л.А. Ильющенко, С.И. Климанов

ivan.iliyuschenko@rsce.ru

ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»

В настоящее время в ПАО «Ракетно-Космическая Корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва» разрабатывается транспортный пилотируемый корабль нового поколения «Федерация». При создании пилотируемых космических аппаратов, а также в ходе их лётных испытаний и эксплуатации одним из важнейших условий успешности всего проекта является создание контура управления спуском, обеспечивающего выполнение управляемого спуска в атмосфере Земли. При этом одной из важнейших возника-

ющих задач является задача угловой стабилизации аппарата при спуске. Для решения этой задачи предложен новый алгоритм угловой стабилизации возвращаемого аппарата при спуске.

Главным отличием построенного нового алгоритма угловой стабилизации от существующего и успешно используемого на корабле «Союз-МС» в настоящее время – является учет специфики размещения двигателей системы исполнительных органов спуска (СИОС) на возвращаемом аппарате корабля нового поколения «Федерация» (отказ от поканального разделения).

Представленный алгоритм оптимизирует затраты рабочего тела двигателей СИОС при спуске с орбиты ИСЗ, учитывает геометрию расположения двигателей СИОС и массово-центровочные характеристики возвращаемого аппарата.

Введенные, настраиваемые коэффициенты влияния позволяют плавно перестраивать алгоритм при его работе на различных этапах спуска:

- активная высадка возвращаемого аппарата в балансировочное положение на внеатмосферном участке спуска;
- выполнение программных разворотов на участке прохождения плазмы с поддержкой балансировочного положения;
- выполнение программных разворотов на сверхзвуковом участке спуска;
- активное удержание балансировочного положения на трансзвуковом участке спуска;
- выключение работы системы исполнительных органов спуска на участке между вводом тормозной парашютной системы и вводом основной парашютной системы;
- построение активной ориентации на участке движения на основной парашютной системе.

Предлагаемый авторами алгоритм позволяет минимизировать затраты рабочего тела при спуске и повысить точность посадки возвращаемого аппарата.

АЛГОРИТМЫ ПРЕЦИЗИОННОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Н.В. Рябогин¹

**ryabogin@mokb-mars.ru
n.ryabogin@gmail.com**

В.Н. Соколов¹, Н.М. Задорожная²

¹ФГУП МОКБ «Марс»

²МГТУ им. Н.Э. Баумана

Характеристики доступных к применению приборов в составе бортовых комплексов управления (БКУ) космическими аппаратами (КА) во многих случаях не обеспечивают выполнение требований по точности ориентации КА. Для решения задачи повышения точности ориентации необходимо использовать дополнительные средства обработки измерительной информации. В докладе рассматриваются алгоритмы совместной обработки информации, получаемой от инерциального измерительного блока (ИИБ) и звездных приборов (ЗП), обеспечивающие выполнение требований по точности определения ориентации.

Предлагаемый состав алгоритмов обеспечивает определение ориентации и работу БКУ с использованием большинства приборов, доступных в настоящее время. Алгоритмический состав позволяет проводить следующие операции:

- режим грубой астрокоррекции, реализующий механизм коррекции начальных условий для интегрирования угловых скоростей от ИИБ;

- режим астрокоррекции для периодической коррекции ухода базиса ориентации, вызванного некалиброванными дрейфами ИИБ;
- режим калибровки дрейфов ИИБ, осуществляющий компенсацию остаточных дрейфов инерциальных приборов;
- режим подготовки данных для коррекции масштабных коэффициентов и перекосов измерительных осей ИИБ, осуществляющий подготовку особым образом измерительной информации ИИБ и ЗП, упаковку этой информации и её передачу в составе телеметрической информации в наземный комплекс управления;
- режим интегральной обработки измерительной информации ЗП;
- комплексирование данных от ИИБ и ЗП с целью компенсации ухода ориентации КА относительно инерциальной системы координат, рассчитанной по данным от ИИБ и минимизации высокочастотной шумовой погрешности ЗП.

Предложенные алгоритмы отработаны с использованием данных реальных приборов, показали свою эффективность и внедряются в состав алгоритмов БКУ КА гидрометеорологического и научного назначения.

ОБ АНАЛИЗЕ НАГРУЗОК НА ПРИВОДЫ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ МНОГОЦЕЛЕВОГО ЛАБОРАТОРНОГО МОДУЛЯ НА АВТОНОМНОМ УЧАСТКЕ ПОЛЕТА

А.А. Прутько

А.В. Сумароков

aleksej.pa@gmail.com

avsumarokov@gmail.com

ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»

В настоящее время в ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева» идет работа над созданием системы управления перспективного Многоцелевого лабораторного модуля (МЛМ). В рамках этой работы, требуется провести оценку нагрузок на наиболее критические элементы конструкции данного модуля, возникающие на различных этапах автономного полета в различных режимах работы системы управления движением и навигации (СУДН) МЛМ.

В работе рассматривается решение задачи оценки прочности конструкции МЛМ. Существенным новшеством работы является то, что Алгоритмы расчета нагрузок на приводы солнечных батарей МЛМ были интегрированы замкнутый контур моделирования движения МЛМ, в составе автоматизированного рабочего места разработчика алгоритмов СУДН. При этом, в процессе моделирования, на каждом вычислительном такте, при включении исполнительных органов, которыми служат реактивные двигатели, рассчитываются нагрузки, на приводы солнечных батарей МЛМ.

В рамках этого стенда был создан формат для контроля сил и моментов, действующих на приводы солнечных батарей МЛМ в результате работы СУДН, и реализована возможность контроля количества превышений критических уровней нагрузок.

В работе для оценки прочности конструкции МЛМ были проведены оценки воздействия работы исполнительных органов на приводы солнечных батарей Многоцелевого лабораторного модуля для различных этапов полета. Алгоритмы расчета нагрузок на приводы были интегрированы в состав автоматизированного рабочего места разработчика алгоритмов системы управления движением и навигации. Было проведено моделирование различных этапов полета. Анализ результатов моделирования показал, что незначительное превышение допустимых нагрузок происходит при работе корректирующих двигателей и при пространственных разворотах вокруг продольной

оси МЛМ. Однако количество циклов нагружения в данных режимах находится в допустимых пределах.

ДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ГИДРОПРИВОДА КАК СИСТЕМЫ МНОГОРЕЖИМНОГО РОБАСТНОГО УПРАВЛЕНИЯ

А.В. Яковлев, Г.А. Степан

pupkov@iu1.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Высокие эксплуатационные возможности гидравлического привода в силовых системах управления, обусловленные уникальными свойствами рабочей жидкости, далеко не исчерпаны. Поэтому дальнейшее углублённое исследование динамических и статических особенностей силовых гидравлических приводов с современных позиций теории управления с целью их совершенствования и модернизации по-прежнему актуально.

Модель динамики силового быстродействующего гидропривода (ГПСБ), основанная на первичных физических переменных давлении и расходе рабочей среды (т.е. на параметрах энергоносителя), а не на традиционных для ТУ переменных состояния (обобщённых координате и скорости), позволяет синтезировать более полную и адекватную модель гидравлической системы управления.

Релейное управление гидроприводом сводится к непосредственному регулированию параметров потока рабочего тела в линии нагнетания системы на основе принципа отрицательной обратной связи по давлению.

Показано, что встроенный ПР-регулятор давления обеспечивает многорежимность гидропривода. Это – релейный пуск при максимальной выходной мощности и минимальном времени выхода на эксплуатационный режим; пропорциональное управление расходом, проходящим через нагрузку, в функции выходного давления в зоне «деления» потока рабочего тела; устойчивую постоянную скорость движения выходного звена в режиме робастного слежения за давлением нагрузки, изменяющейся в широком диапазоне, верхний порог которого определён как пусковое давление системы.

Проблема робастности данного подкласса систем трактуется как задача регулирования параметров потока рабочего тела, создаваемого нерегулируемым насосом, в условиях неопределённости характера и диапазона изменения внешних силовых возмущений по модулю, действующих на привод в процессе его эксплуатации.

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНО-АППАРАТНОЙ АРХИТЕКТУРЫ СИСТЕМЫ ОБРАБОТКИ ЦЕЛЕВОЙ ИНФОРМАЦИИ, ПОЛУЧАЕМОЙ ПРИ ПОМОЩИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Е.А. Микрин^{1,2}, В.П. Прокопьев¹

vasilly.prokopyev@gmail.com

М.Н. Поклад²

¹ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»,

²МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматривается задача обработки целевой информации, получаемой космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли крайне актуальна. Эти данные используются для самых различных нужд как гражданской, так и военной направленно-

сти. Обработка такой информации – это сложный и многоэтапный процесс. Для реализации этого процесса требуется разработка специальной программно-аппаратного комплекса.

В рамках данной работы была разработана программная архитектура комплекса обработки целевой информации, получаемой при помощи космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. В основу архитектуры системы заложены принципы отказоустойчивости и децентрализованности. Были разработаны требования к аппаратным средствам и разработана аппаратная архитектура разрабатываемого комплекса.

ПРОБЛЕМЫ РЕАЛИЗАЦИИ СИСТЕМ ОРБИТАЛЬНОГО ОСВЕЩЕНИЯ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ

Е.И. Старовойтов¹, М.Н. Поклад² **post@rsce.ru**

¹ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»

²МГТУ им. Н.Э. Баумана

Системы орбитального освещения земной поверхности могут увеличивать продолжительность светового дня и изменять спектр светового потока. Они построены на основе КА-рефлекторов с отражателями, находящимися на околоземной орбите. Изменение естественной освещенности воздействует на экологию Земли и самочувствие людей, создавая для них определенные условия труда и повседневного быта.

Рассмотрены проблемы эксплуатации и жизненного цикла систем орбитального освещения, а также безопасность их функционирования.

Исследован спектр излучения, отраженного от различных металлических покрытий и определены соответствующие им значения коррелированной цветовой температуры.

К настоящему времени известно, что искусственное освещение в ночное время может нарушать фотобиологические реакции у многих живых организмов, в том числе у людей. Поэтому для снижения рисков рекомендуется уменьшить отраженный световой поток в спектральных диапазонах 0,28...0,38 мкм и 0,44...0,48 мкм (соответствующих УФ-радиации и синему свету, оказывающих наибольший биологический эффект).

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ЛАГРАНЖА УПРАВЛЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНЫМ ПРОСТРАНСТВЕННЫМ ДВИЖЕНИЕМ ГРУППЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ИНСПЕКЦИИ НЕУПРАВЛЯЕМОГО АППАРАТА

А.А. Карпунин, И.П. Титков **ksans@yandex.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В процессе функционирования орбитальной группировки космических аппаратов на низкой орбите Земли возможен выход из строя одного из аппаратов. При этом возникает задача замещения на орбите данного аппарата другим в случае, когда конфигурация аппаратов задана жестко. Однако, поскольку аппарат стал неуправляемым, для решения данной задачи необходимо привлечение дополнительных аппаратов. На первом этапе необходимо решить задачу инспекции. В данной работе предполагается, что для наблюдения за неисправным аппаратом используется группа микро-(нано-) спутников.

Актуальность обосновывается появлением на орбите в ближайшей перспективе группировок космических аппаратов, состоящих из значительного числа спутников (до нескольких тысяч). В процессе их работы потребуется решать задачи инспекции, наблюдения, обслуживания, ремонта или замены аппарата в случае его неисправности.

Использование больших аппаратов для решения данной задачи является неэффективным вследствие высоких энергетических затрат и большой стоимости самих аппаратов. Предлагается использование малых групп миниатюрных космических аппаратов, которые будут координировать свои действия друг относительно друга или относительно обслуживаемого аппарата. Для решения задачи инспекции одного аппарата с одновременным наблюдением со всех ракурсов предлагается использовать 4 аппарата, расположенных в орбитальной полетной конфигурации в форме тетраэдра, в центре которого должен располагаться наблюдаемый аппарат. По результатам наблюдения должно быть принято решение о проведении дальнейших регламентных действий в зависимости от состояния аппарата.

Для решения поставленной задачи используется математическая модель, описывающая относительно пространственное движение группы космических аппаратов относительно неактивного исследуемого аппарата. Для перевода аппаратов группы в желаемые относительные положения решается задача Лагранжа по критерию минимизации расхода с закрепленными концами и фиксированным временем. Время выбирается, исходя из требования одновременного прибытия всех аппаратов группы в заданные положения с образованием полетной конфигурации.

В процессе перевода аппаратов необходимо обеспечить решение задачи траекторной безопасности, которая выражается в недопустимости столкновения маневрирующих аппаратов, как с другими аппаратами группы, так и исследуемым аппаратом. Для решения описанной задачи предлагается выполнение маневра, состоящего из двух этапов – на первом этапе аппараты группы образуют промежуточную конфигурацию, а на втором решается задача перевода в конечное состояние за фиксированное время.

СИНТЕЗ ВЫСОКОТОЧНЫХ АЛГОРИТМОВ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ ГРУППЫ (СВЯЗКИ) КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

А.А. Подчуфаров

dron.a.p@mail.ru

Россия, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

Технологии дистанционного зондирования Земли из космоса представляют собой незаменимый инструмент изучения и постоянного мониторинга нашей планеты, помогающий эффективно использовать и управлять ее ресурсами. С тех пор как космические снимки стали активно использоваться, все больше и больше специалистов из разных сфер деятельности проявляют к ним интерес. Информация, полученная с их помощью, используется для принятия решений в самых разных ситуациях. Военным актуальные снимки необходимы для определения маршрутов следования в опасных районах, спасателям – для определения масштабов стихийных бедствий, ученым – например, для определения степени береговой эрозии, туристам – для ориентации в чужом городе.

Применение на борту космического аппарата РСА расширяет возможности разведывательных средств, обеспечивая высокоточное наблюдение за действиями вероят-

ного противника, создание подробных карт местности типа DEM, уточнение традиционных карт и т.д.

Несмотря на безусловные преимущества систем космического ДЗЗ, особенно при использовании РСА, существует ряд задач и проблем, которые либо не решены в принципе, либо решены частично за пределами России. На сегодняшний день, наиболее успешно с задачами пространственного (интерферометрического) ДЗЗ справляется связка немецких спутников TerraSAR-X/TanDEM-X, что позволяет считать ее безусловным лидером в области зондирования земной поверхности. Однако отечественная группировка спутников ДЗЗ располагает как существующими (Ресурс-П, Канопус-В и Кондор-Э), так и перспективными (Обзор-О, Обзор-Р и Кондор-ФКА) аппаратами, способными при формировании связки решать задачи мониторинга земной поверхности на уровне, не уступающем передовые западные аналоги. Формирование такой связки может быть обеспечено синтезом высокоточных алгоритмов БКУ вышеупомянутых отечественных КА.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗАДАЧАМИ REDMINE ПРИ РАЗРАБОТКЕ БОРТОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

М.Ю. Щелькалин

Schelikal@gmail.com

М.А. Шатский, С.О. Форматоров

О.В. Гусева

Россия, г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

В докладе рассматривается опыт применения системы управления задачами Redmine для планирования работ по разработке бортовых систем управления космическими аппаратами (БСУ КА) в МОКБ «МАРС».

Работа по созданию БСУ КА является сложной инженерной задачей, в которой участвует большое количество специалистов, решающих множество подзадач для достижения требований высоких позиционирования КА, по его автономности, по надёжности и сроку службы БСУ КА.

Все эти факторы приводят к тому, что проблема отслеживания текущего состояния работ по разработке БСУ становится отдельной сложной задачей, в рамках которой необходимо организовать своевременный обмен информацией между участниками процесса. Для организации данного процесса было принято решение о внедрении автоматизированного средства планирования на основе web-интерфейса.

В качестве средства автоматизации планирования работ была выбрана система управления задачами с открытым исходным кодом Redmine. Открытость исходного кода и наличие большого набора встроенных возможностей позволили достаточно легко адаптировать систему под задачи планирования на МОКБ.

В результате работы было достигнуто следующее: проведён анализ процесса разработки БСУ КА; проведён обзор существующих систем автоматизации; установлена система управления задачами Redmine во внутреннюю сеть предприятия; средствами системы был реализован рабочий процесс (workflow) планирования работ; реализовано несколько модулей на языке Ruby для формирования отчётности по работам; проведено обучение пользователей работе в системе и выделены сотрудники, в должностные обязанности которых были добавлены функции по обучению новых пользователей работе с Redmine.

ЭВОЛЮЦИОННЫЙ СИНТЕЗ НЕЙРОСЕТЕВОГО ЗАКОНА НАВЕДЕНИЯ ОБЪЕКТА НА МАНЕВРИРУЮЩУЮ ЦЕЛЬ В ПЛОСКОСТИ

К.А. Пупков
А.Н. Пузанов

pupkov@iu1.bmstu.ru
ml-Alexandr@yandex.ru

МГТУ им. Н. Э. Баумана

Определение закона наведения на маневрирующую цель представляет типичный вид задачи синтеза оптимального управления. Выбор вида закона наведения зависит от конкретных условий, т.к. отсутствует универсальный метод, который в каждом случае был бы одинаково эффективен и прост в реализации. Когда основные параметры движения цели доступны для измерения системой самонаведения, закон наведения может задаваться в общем виде, однако он должен соответствовать параметрам движения объекта и цели. Закон наведения может быть получен в виде нейросетевого преобразования измерений параметров движения цели. Для этого необходимо построить нейронную сеть в закон наведения. Данная сеть требует обучения на стадии подготовки и тестового моделирования. Не задаваясь начальными приближениями, закон наведения в нейросетевом виде можно получить эволюционно при помощи генетического алгоритма, при этом оптимизация параметров сети производится на основе обратной связи по конечному промаху соответствующего тестового моделирования.

В работе производится поиск общей зависимости наведения для случая наведения на цель, маневрирующую по синусоиде. Обучения сети осуществляется с помощью предлагаемого расширенного генетического алгоритма вещественного кодирования на основе введенного оператора мультикроссингвера и нескольких видов микроэволюции, специальных вложенных процедур.

Оптимизация параметров сети производится по небольшому набору начальных условий моделирования, так как с ростом числа варьирующих параметров вычислительная стоимость расчета целевого функционала резко возрастает.

Предлагаемый алгоритм позволил получить параметры модели нейросетевого закона наведения обеспечивающие малое значение промаха, для заданного множества вариаций начальных условий, за небольшое время.

БОРТОВЫЕ НЕЙРОСЕТЕВЫЕ АДАПТИВНЫЕ КРИТИКИ

Л.В. Савкин

neuro.radio@mail.ru

ИРЭ им. В.А. Котельникова РАН

Основная идея практически всех известных на сегодняшний день моделей нейросетевых адаптивных критиков (НАК) состоит в возможности динамической коррекции параметров контролируемой системы на основе прямой оценки выходного вектора реакции системы. При этом сами НАК, строящиеся в большинстве случаев на базе гибридных искусственных нейронных сетей, могут еще и функционально «подстраиваться» под работу контролируемой ими системы, реализуя тем самым адаптацию в отношении собственных воздействий на объект контроля. Сегодня в рамках широкого спектра задач, связанных с необходимостью интеллектуализации принципов функционирования бортовых систем автоматических космических аппаратов (АКА), ряд концепций бортовых НАК может быть весьма востребованным. Причем речь в данном случае идет не об альтернативных вариантах решения задач с задействованием

НАК в бортовых системах АКА, а о первоочередных решениях, которые наиболее эффективно позволяют найти компромисс как в организации оптимального управления смежными системами АКА, так и в высокоскоростных способах мониторинга и диагностики состояния последних. Именно поэтому подход с применением НАК в целом представляет собой тот самый пример, когда выбор нейросетевых методов обработки информации является полностью оправданным перед известными традиционными методами.

Ключевым достоинством НАК является то, что они требуют сравнительно простых нейроразличных аппаратных архитектур, которые могут быть реализованы в качестве встроенных подсистем в составе штатных высокоинтегрированных бортовых систем КА. При этом основной акцент предлагается сделать на использовании НАК в составе бортовых комплексов управления и бортовых вычислительных систем АКА в частности. Отказоустойчивость самих НАК, в свою очередь, обеспечивается избыточностью и однородностью их аппаратной нейросетевой платформы, которую в ближайшее время возможно будет строить на базе радиационностойких программируемых логических интегральных схем с выборочной локальной динамической реконфигурацией архитектуры, либо на специальных нейросетевых микросхемах и микросборках. В докладе предложен ряд возможных способов архитектурной реализации встраиваемых бортовых НАК в составе штатных высокоинтегрированных систем и подсистем АКА.

КАРТЫ ДИНАМИЧЕСКИХ РЕЖИМОВ В ЗАДАЧАХ НЕБЕСНОЙ МЕХАНИКИ

Ф.В. Звягин

pk-bmstu@ya.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Существующие методики построения карт динамических режимов, использующие, например, определение характера таких режимов посредством расчета старшего ляпуновского показателя или целого спектра ляпуновских показателей, равно как и построение сечений Пуанкаре не всегда позволяют с достаточной степенью точности дать количественную оценку реализуемому в системе динамическому режиму с точки зрения топологии фазовой траектории этого режима. Для решения указанной задачи может быть использован интеграл квадрата фазовой скорости вдоль фазовой траектории, который имеет достаточно простой физический смысл, заключающийся в том, что он является фактически штрафом за отклонение движения фазовой точки на фазовой траектории от среднего движения системы притягивающих тел. Получаемые с помощью введенного интеграла количественные оценки позволяют с высокой точностью определять начальные условия движения для реализации как регулярных, так и хаотических режимов в задачах трех и четырех тел. Приводимые в докладе примеры иллюстрируют данный тезис.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ВЫБОРА ОПТИМАЛЬНЫХ МАРШРУТОВ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ ПРИ ОПЕРАТИВНОМ УПРАВЛЕНИИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

Д.А. Зеленев, Е.В. Бакланов

baklanov@mcc.rsa.ru

ФГУП ЦНИИмаш, г. Королёв

В настоящее время при оперативном управлении космическими аппаратами (КА) существует возможность выбора маршрутов передачи данных с задействованием различных контуров, включающих наземные и орбитальные средства доставки информации. Оптимизация маршрутов передачи данных относится к динамической модели сложных технических систем и представляет собой большой массив особых теоретических и технических проблем. Одновременно с этим необходимо иметь в виду, что для поиска и реализации оптимальных маршрутов требуется управление всеми компонентами системы, включающей технические средства наземного и космического базирования.

Решение данных задач по выбору маршрутов передачи информации заключается в нахождении массивов данных, компонентами которых является последовательность технических средств приема-передачи данных и линий связи между ними.

В то же время, инструмент для определения оптимальных маршрутов, увязывающий возможность передачи данных через различные контуры отсутствует, и оптимальные маршруты выбираются в ручном режиме руководителем полета, с задействованием большого количества специалистов.

Задействование систем ретрансляции, установка на КА абонентской аппаратуры, унификация командной и телеметрических радиолиний, объединение объектов наземной и космической инфраструктуры в единую систему передачи информации будет способствовать увеличению количества возможных маршрутов доставки данных при оперативном управлении КА. Планируемый рост орбитальной группировки КА, развитие наземной и космической инфраструктуры способствует тому, что актуальность решения задачи выбора оптимальных маршрутов передачи данных при оперативном управлении КА будет только расти.

КВАЗИНЕГОЛОМНЫЕ СВЯЗИ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ВРАЩЕНИЯ ОБЪЕКТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕХАНИЧЕСКИХ И ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПОВ

С.А. Зайцев, Г.Н. Румянцев, В.Д. Фурман

otd01@nrcap.ru

ФГУП НПЦ АП им. Н.А. Пилюгина

В докладе излагаются результаты исследований прикладных особенностей уравнения Пуассона.

Коническое движение объекта заставляет гироскоп роторного ДУС совершать коническое движение, в результате чего из-за перекрестных связей, получивших название квазинеголомных, материализующихся в виде нелинейных моментов сил возникает динамический дрейф. Соответствующее уравнение имеет вид:

$$J\ddot{\beta} + D\dot{\beta} + K\beta = H\omega_z\beta + M_B,$$

β – угол отклонения гироузла (гироскопа);
 ω_y, ω_z – угловые скорости вращения основания ДУС вокруг измерительной оси и оси, ортогональной оси подвеса гироузла;
 J – момент инерции гироузла;
 D – удельный момент вязкого трения;
 K – «жесткость электрической пружины»;
 $H\omega_y$ – гироскопический момент, с помощью которого определяется (с точностью до дрейфов) угловая скорость основания ДУС ω_y ;
 $H\omega_z\beta$ – гироскопический момент, вызванный перекрестной неголономной связью $H\omega_z$;
 M_g – возмущающие моменты, вызывающие инструментальный дрейф.

В отличие от роторного ДУС лазерный ДУС при совершении объектом конического движения, несмотря на наличие неголономных связей в уравнениях Пуассона, используемых в навигационных алгоритмах, не измеряет фиктивные угловые скорости, вычислительные с помощью уравнений Пуассона, так как эти скорости не материализуются в качестве реальных угловых скоростей, но используются для адекватного определения ориентации объекта.

Это определяется тем, что лазерные ДУС и ВОГ не имеет механического элемента, отклоняющегося под действием измеряемой угловой скорости, вследствие этого ДУС подобного типа не обладают динамическим дрейфом характерным для роторных гироскопов.

ПОСТРОЕНИЕ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ МОДЕРНИЗАЦИИ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СПУСКОМ КОРАБЛЕЙ «СОЮЗ-МС»

В.Е. Кожевников, П.А. Пахмутов
В.С. Рыжков

Pavel.Pahmutov@rsce.ru

ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»

Одним из основных путей развития инерциальных средств измерения параметров движения космического аппарата (КА) является переход от аналоговых систем управления, построенных на основе свободных гироскопов к бесплатформенным инерциальным навигационным системам (БИНС).

В бесплатформенной инерциальной навигационной системе инерциальный базис формируется аналитически в ЦВМ путем решения кинематических уравнений. Для решения кинематических уравнений используются измерения проекции вектора угловой скорости гироскопических чувствительных элементов, жестко установленных на КА.

В системе управления КА «Союз» БИНС реализована на участке орбитального полета, сближения и стыковки корабля со станцией и на участке спуска до атмосферы.

На данный момент решение задачи управления спуском КА «Союз» в части управления по углу обеспечивается с помощью свободного гироскопа КИ00-18, решение задачи аварийного спасения обеспечивается с помощью двух приборов КИ0014Б. Приборы разработаны в 60-х годах прошлого века и с производства снимаются. В настоящее время в ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва ведутся работы по разработке системы управления и построению БИНС для участков выведения корабля на ракете-носителе, аварийного спасения, управляемого спуска с использованием показаний

современных датчиков угловых скоростей, а именно используемых в настоящий момент волоконно-оптических гироскопов и вновь разрабатываемого твердотельного волнового гироскопа.

В докладе рассмотрены вопросы построения, отработки и интеграции бесплатформенной инерциальной навигационной системы в существующие системы управления спуска и аварийного спасения.

РАЗРАБОТКА ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ОЦЕНКИ СОСТОЯНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И ДЕТЕКТИРОВАНИЯ НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ НА ОСНОВЕ НЕЙРОСЕТЕВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

А.И. Гаврилов

alexgavrilov@mail.ru

А.И. Жильцов, К.В. Парфентьев

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Одной из важнейших задач ракетно-космической и авиационной индустрии является создание систем детектирования нештатных ситуаций, причиной которых является некорректное функционирование или выход из строя бортовых систем. В настоящее время проблема решается преимущественно многократным резервированием, что является весьма затратным методом. Наряду с традиционными подходами все большее применение находят средства интеллектуального анализа данных, в частности, – искусственные нейронные сети. Развитие вычислительной техники позволяет применять все более сложные нейронные структуры и алгоритмы в бортовых системах, а также решать широкий круг разноплановых задач в режиме реального времени. Применение эффективных технологий детектирования нештатных ситуаций, основанных на нейросетевых средствах анализа многомерных данных, может позволить сократить уровень резервирования до двукратного.

В данной работе предложен подход к разработке комплексной системы диагностики летательного аппарата. Данная система предназначена для решения широкого круга задач, таких как детектирование неисправностей бортовой аппаратуры на основе комплексного анализа измерений, ведение журнала измерений, оценка состояния летательного аппарата с использованием прогнозирующих моделей. Также данная система позволяет определять неисправность системы управления и обеспечивает возможность завершить маневр в режиме «перехвата» управления на себя.

Работоспособность системы подтверждена как посредством вычислительных экспериментов с моделями ЛА, так и на реальных полетных данных.

ВЛИЯНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ НА РАЗРАБОТКУ И СОЗДАНИЕ НОВЫХ ДАТЧИКОВ И СИСТЕМ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЕЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ И КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В.А. Алтунин¹, С.Я. Коханова¹ altspacevi@yahoo.com
В.П. Демиденко², Е.Н. Платонов²
Л.А. Обухова², Ю.С. Коханова², М.Л. Яновская³

¹КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Россия, г. Казань

²МВАА, г. Санкт-Петербург

³ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва,

Существующие системы контроля и управления двигателей аэрокосмического и космического базирования весьма слабо учитывают позитивные и негативные особенности теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям или не учитывают вообще. Из-за негативных особенностей (из-за осадкообразования и термоакустических автоколебаний давления) могут происходить: перегревы и прогары рубашек охлаждения с дальнейшим пожаром и взрывом; частичная и полная потеря тяги; перерасход углеводородного горючего из-за необходимого увеличения времени работы двигателей (при стыковке – расстыковке, при смене или повышении орбиты; при уходе от приближающегося объекта (или космического мусора) или лазерного прицеливания и удара и др.); потери ресурса горючего и запусков вспомогательных и базовых двигателей; плохая управляемость или полная неуправляемость работой двигателей; невыполнение задач полёта; аварии при стыковке – расстыковке и др. аварийные ситуации. На основе экспериментальных исследований разработаны и запатентованы новые конструктивные схемы датчиков и систем контроля, которые позволяют: вести контроль за осадкообразованием; выводить в постоянном режиме (при работающих или отключенных двигателях и техносистемах в наземных, воздушных и космических условиях) оперативные данные о степени закоксованности топливно-охлаждающих каналов, о времени безаварийной работы, о результатах борьбы с негативными процессами – в бортовой компьютер, на пульт управления лётчика-космонавта и наземного оператора; вести оперативную оценку тяговых возможностей двигателей из-за осадкообразования, производить оптимальную группировку двигателей с целью создания необходимого и достаточного импульса тяги и времени работы при маневрировании на орбите; обеспечивать экстенсивное и надёжное управление летательных аппаратов в сложных условиях влияния негативных процессов в двигателях; осуществлять экономию бортового горючего и ресурса двигателей; разрабатывать новые эргономичные пульта управления и контроля. Доклад сопровождается новыми запатентованными датчиками и системами контроля и управления для двигателей аэрокосмических и космических летательных аппаратов.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ РЕЖИМА ТАКТОВОЙ РАБОТЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

С.Ю. Улыбышев wardoc5@rambler.ru

Россия, г. Москва, ФГУП ЦНИИ химии и механики им. Д.И. Менделеева

Для управления движением космических аппаратов (КА) широко используются жидкостные ракетные двигатели. Среди основных производителей данного типа двигателей следует отметить ФГУП «НИИМаш» и ОКБ «Факел». В частности, в ОКБ «Факел» раз-

работана целая серия однокомпонентных электротермокаталитических двигателей малой тяги работающих на гидразине.

В данной работе представлено описание математической модели для реализации управления двигательной установкой (ДУ) в режиме тактовой работы (РТР), который подразумевает включение блока реактивных двигателей на небольшие рабочие интервалы длительностью до нескольких десятков секунд. В каждом из тактов выдерживается требуемый средний уровень тяги и парируется накопление кинетического момента КА. В этом случае, в модели работы ДУ, учитываются этапы выхода на режим, работа двигателя на уровне тяги близком к максимальному и спад тяги после его отключения. Описан требуемый объем и порядок проведения огневых испытаний двигателей для получения данных, используемых в бортовой модели работы ДУ. Представлены результаты огневых испытаний двигателей в РТР и показаны различия по величине тяги и удельному импульсу по сравнению с режимом непрерывной работы, для которого обычно определяются значения данных параметров. Рассмотрены особенности реализации математической модели РТР ДУ на борту КА и методика аппроксимации данных для получения требуемых характеристик каждого двигателя.

СТЕНД ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А.Л. Войцеховский

alv_@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения». Россия, М.О., г. Реутов

В докладе предложен порядок развертывания и создания комплексного полунатурного стенда электропитания (СЭП) космического аппарата (КА).

На первом этапе создается алгоритм и бортовая программа управления автоматической системы электропитания КА.

На втором – проводится компьютерное моделирование работы СЭП под управлением бортовой программы управления электропитанием КА, т.е. АСУ ТП СЭП управляет программными имитаторами подсистем КА. Далее в состав СЭП включают аппаратные имитаторы бортовых нагрузок и штатные блоки КА, вместо их программных имитаторов.

Рассмотрены вопросы математического моделирования процессов возникающих в системе: имитатор солнечного освещения, штатные солнечные батареи КА, бортовые аккумуляторы, имитаторы нагрузок подсистем КА, автоматика управления бортовой системой электропитания, подпрограмма моделирования движения КА на орбите Земли и программа АСУ ТП СЭП.

Дается краткая информация по программному пакету моделирования работы СЭП. Пакет был создан в свое время в рамках работы «изменение технологии обработки измерительной информации» СЭП автоматической орбитальной станции «Алмаз».

ИНТЕГРАЦИЯ ПЛАНШЕТНОГО КОМПЬЮТЕРА В СИСТЕМУ УПРАВЛЕНИЯ ТРАНСПОРТНОГО ПИЛОТИРУЕМОГО КОРАБЛЯ «СОЮЗ-МС»

В.П. Корвяков

vladimir.korviakov@gmail.com

ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»

Массовое внедрение в технологические процессы и повседневную жизнь мобильных устройств, произошедшее за последние 5-10 лет, произвело революционные изменения в жизни людей, предоставив возможность быстрого и удобного доступа к информации в любой момент времени. Комплекс интерфейсов «человек-машина» (ИЧМ) транспортного пилотируемого корабля (ТПК) серии «Союз-МС», основным элементом которого является пульт космонавта спускаемого аппарата (ПКСА) «Нептун-МЭ», обеспечивает надёжное решение задач, решаемых экипажем в процессе космического полёта. Тем не менее, интеграция планшетного компьютера в комплекс ИЧМ ТПК «Союз-МС» качественно повысит эффективность работы экипажа и обеспечит:

- расширение возможностей и упрощение доступа к ИЧМ при размещении в кресле-ложементе;
- возможность контроля состояния бортовых систем при нахождении в бытовом отсеке;
- снижение нагрузки на зрение за счёт увеличения видимых размеров символов и элементов интерфейса;
- автоматизацию и упрощение процедур заполнения журналов, фиксирующих параметры работы бортовых систем на различных этапах полёта.

В ходе работ, выполненных на стенде наземного комплекса отработки (НКО) ТПК «Союз-МС» был произведён выбор оптимальной схемы беспроводного взаимодействия планшетного компьютера с ПКСА. С помощью прототипа программного обеспечения, разработанного для планшета Samsung Galaxy Tab S2, была проверена возможность дублирования основных форматов ПКСА на экране планшета и передачи необходимых данных с пульта на планшет. Проведённые работы дали положительный ответ на вопрос возможности интеграции планшета в контур управления ТПК «Союз-МС».

РАЗРАБОТКА МОБИЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ БОРТОВЫМИ СИСТЕМАМИ ТК «СОЮЗ-МС» ОТ ЭКИПАЖА В ЧАСТИ ОТОБРАЖЕНИЯ ВИДЕО ДАННЫХ

Н.Ю. Цельсов

tselsov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва

В процессе сближения и стыковки транспортного пилотируемого корабля (ТПК) «Союз-МС» к Международной Космической Станции экипажу необходимо контролировать видеопоток, который поступает с камеры наблюдения, направленной на стыковочный узел. Также, для получения информации о состоянии космического корабля во время сближения и стыковки в реальном времени производится вывод поверх поступающего видеоизображения данных о работе бортовых систем и алгоритмов в текстовой форме.

Видеопоток отображается на дисплее пульта космонавта спускаемого аппарата (ПКСА) «Нептун-МЭ», который зарекомендовал себя как надёжное средство управления. В настоящее время проводятся работы по внедрению планшетного компьютера в систему управления ТПК, что в перспективе позволит использовать возможности планшета для отображения видео на его экране.

На базе современных средств разработки мобильных приложений был создан программный компонент отображения видео данных, который, обладая удобным графическим интерфейсом и мощным функционалом, оптимально распределяют нагрузку на процессор устройства. Разработанный видеоплеер способен принимать видеопоток по беспроводной сети, затем отображать его, и накладывать различные эффекты поверх видео данных, включая телеметрию и возможность настройки гаммы изображения. Благодаря этому космонавты смогут не только быстро и удобно получать информацию о состоянии космического аппарата при сближении и стыковке, но также при необходимости настраивать параметры изображения.

Опыт, полученный при разработке прототипа видеоплеера, позволит создать эффективное программное обеспечение мобильных интерфейсов «человек-машина» для ТПК «Союз-МС» и перспективного транспортного корабля нового поколения (ПТК НП) «Федерация».

АНАЛИЗ ЗАДАЧ ПОСТРОЕНИЯ АППАРАТНЫХ, АЛГОРИТМИЧЕСКИХ И ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ РЕЧЕВОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С БОРТОВЫМИ СИСТЕМАМИ

Ю.Н. Жигулёвцев

specon@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана. Россия, г. Москва

Применение речевых технологий для организации речевого взаимодействия космонавтов с подсистемами бортового комплекса управления и другим бортовым оборудованием пилотируемого космического аппарата требует решения комплекса задач по реализации ввода-вывода, распознавания и синтеза речевых сигналов, а также сопряжения и алгоритмического обеспечения взаимодействия речевой подсистемы с БКУ. К числу этих задач относятся:

- оптимизация электроакустического тракта требует решения проблем устранения помех от переговоров космонавтов между собой и по радиоканалам, шумов аппаратуры, дыхания и др. Решение этой задачи основывается на применении модифицированной технологии многомикрофонных решёток.
- формирование информативных описаний речевых команд, учитывающих специфику проблемной области при выборе характеристик речи и единиц описания речевого потока. С этой целью рассматривается вариант одновременного и независимого использования вектора параметров и его производной для выделения речевых элементов.
- обеспечение высокой надёжности распознавания базируется на необходимости учёта дикторской и стилевой вариативности, вызываемой факторами космического полёта, влиянием нагрузок, стрессов и пр., а также согласования моделей языка с моделью предметной области управления ПКА. Целесообразно организовать пополнение речевых баз данных и знаний в процессе предполётной подготовки экипажей ПКА.

- организация применения требует выработки методов и средств комплексирования и арбитража сигналов управления от взаимно дублирующих друг друга подсистем автоматического, ручного, речевого и прочих модальностей управления. В этом смысле идеология модели предметной области, общей для всех модальностей, может быть положена в основу концепции построения всего БКУ на основе технологии систем, основанных на знаниях. Кроме этого, необходимо проработать вопросы перераспределения потоков информационного взаимодействия с учётом введения дополнительного речевого канала.

Реализация процедур речевого взаимодействия предъявляет высокие требования к вычислительным средствам в смысле производительности, объёмов памяти и устойчивости к воздействию факторов космического полёта. Удовлетворение этих требований базируется на применении новейших разработок отечественной электронной промышленности.

АЛГОРИТМЫ СИНТЕЗА КОМПАКТНЫХ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ МОДЕЛЕЙ ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ ПО ДАННЫМ ВИДЕОМОНИТОРИНГА

А.И. Гаврилов
А.В. Беликов

alexgavrilov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва

Одним из перспективных направлений в областях космического машино- и приборостроения является создание эффективных автономных мобильных устройств, предназначенных для решения широкого круга практических задач без участия человека-оператора в условия недостаточной априорной информации об окружающей обстановке. Наиболее сложными и актуальными являются задачи разработки и реализации бортовых информационно-управляющих систем для подобного рода устройств, наряду с эффективными стратегиями автономной навигации, определения маршрутов перемещения и синтеза законов управления исполнительными устройствами.

Современный уровень развития микропроцессорной техники и степень алгоритмической проработки позволяют эффективно обрабатывать информацию об окружающей обстановке, полученную с различных типов датчиков в широком спектральном диапазоне, однако вопросы автономной навигации мобильных устройств остаются в значительной степени открытыми, а задачи синтеза законов управления – нерешёнными.

В рамках работы решается ряд задач, связанных с разработкой, реализацией и исследованием алгоритмов определения навигационных параметров автономных мобильных устройств и синтеза законов управления движением на основе компактных пространственных моделей окружающей обстановки и результатов видеомониторинга.

Основные результаты работы:

- компактные модели представления окружающей обстановки;
- алгоритмы и процедуры определения навигационных параметров подвижных объектов на основе компактных пространственных моделей и результатов видеомониторинга окружающей обстановки.

Разработанные в рамках работы рекомендации по синтезу пространственных моделей (трехмерных карт) и методика определения навигационных параметров под-

вижных объектов по видимому изображению могут быть использованы при проектировании автономных мобильных устройств освоения космоса.

ПОСТРОЕНИЕ МОДЕЛЕЙ ПОДСТИЛАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ НА ОСНОВЕ РЕКОНСТРУКЦИИ ДАННЫХ МУЛЬТИСПЕКТРАЛЬНОГО МОНИТОРИНГА

А.И. Гаврилов
К.В. Парфентьев

alexgavrilov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва

Задача построения моделей подстилающей поверхности с целью дальнейшего использования в системах навигации и управления становится все более актуальной в аэрокосмической отрасли. Полученные модели могут служить основой для решения широкого круга задач, таких как построение топографических карт местности, навигация по подстилающей поверхности, автоматическая посадка ЛА.

Основной проблемой в построении моделей подстилающей поверхности по данным мониторинга в видимом спектре являются изменения условий съемки, в частности, освещенности. Проблема может быть решена путем реализации алгоритмов комплексирования данных, полученных в различных частотных диапазонах.

В работе рассмотрена задача использования данных дистанционного зондирования подстилающей поверхности в оптическом и радарном диапазонах с целью определения навигационных параметров и привязки объектов к пространственным координатам. Рассмотрены технические средства для получения информации о подстилающей поверхности, предложены эффективные алгоритмы обработки изображений. Реализован алгоритм преобразования цифровых изображений к инвариантному к условиям съемки виду. Разработана структура и программная реализация системы распознавания изображений с использованием самоорганизующихся карт Кохонена. Проведено исследование возможностей определения местоположения объекта при различных условиях спутниковой, радарной и аэрофотосъемки.

Эффективность предложенных алгоритмов и программного обеспечения подтверждена решением задачи определения местоположения на снимках, полученных различными методами при вариациях условий окружающей среды. Разработанные методики и технологии в перспективе могут быть использованы для решения задачи навигации автономных летательных аппаратов.

РЕАЛИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ АВТОНОМНОЙ ПОСАДКИ ЛА ПО ВИДИМОМУ ИЗОБРАЖЕНИЮ

А.И. Гаврилов
Чжо Мьят Ту

alexgavrilov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва

В настоящее время актуальной является задача создания программно-аппаратных систем управления полетом летательных аппаратов (ЛА), предназначенных для совершения ими поставленных задач в автономном режиме. При установке на ЛА оптической системы наблюдения (СН), направленной перпендикулярно вниз с помощью алгоритмов обработки и анализа изображений подстилающей поверхности, реализо-

ванных в бортовом процессоре, можно получить дополнительную информацию о положении и ориентации ЛА в пространстве. Эта информация может быть использована для повышения точности работы центральной системы автоматического управления (ЦСАУ), посредством комплексирования с аналогичной информацией, получаемой традиционно при обработке данных от акселерометров и датчиков угловых скоростей.

В рамках работы получены следующие основные результаты:

- На основе анализа эффективных алгоритмов обработки изображений и типовых структур бортовых систем управления разработана концепция системы определения летных характеристик по видимому изображению.
- Разработаны алгоритмы обработки изображений для решения задачи обеспечения автономной посадки по данным видеомониторинга.
- Произведен выбор технических средств реализации системы обработки изображений, обеспечивающих выполнение требований к бортовой системе управления.

Результаты полунатурного моделирования бортовой системы регистрации данных и определения полетных параметров БПЛА по видимому изображению подтверждают эффективность предложенных методик и алгоритмов и могут быть использованы при разработке систем управления БПЛА.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОБСТВЕННЫХ ИНЕРЦИОННЫХ ДВИЖЕНИЙ ОДНОСТЕПЕННОГО КОСМИЧЕСКОГО МАНИПУЛЯТОРА НА ПОДВИЖНОМ ОСНОВАНИИ В ЗАДАЧАХ УПРАВЛЕНИЯ

П.П. Белоножко

byelonozhko@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва

Рассматривается перспективный класс роботизированных космических систем, оснащенных манипуляторами, установленными на подвижном основании, относительно которого осуществляется перемещение массивного полезного груза. Важной особенностью систем рассматриваемого класса является многообразие возможных режимов функционирования.

Вопросы динамики транспортирующих движений многозвенных кинематических цепей весьма сложны для качественного аналитического исследования. Тем большую ценность представляют модельные задачи, в которых различные динамические режимы допускают аналитическое изучение.

Рассмотрена процедура получения независимого уравнения динамики относительного движения свободного в инерциальном пространстве плоского шарнирного двухзвенника, основанная на разделении обобщенных координат на циклические и позиционные. В отсутствие внешних сил и моментов рассмотрено движение по отношению к не вращающейся системе координат с началом в центре масс системы. В этом случае обобщенная координата, характеризующая абсолютное угловое положение основания, будет циклической, а обобщенная координата, характеризующая относительное угловое положение основания и груза – позиционной. При этом первый интеграл, выражающий закон сохранения момента количества движения системы в отсутствие внешних моментов, может быть получен, как циклический, а независимое уравнение динамики относительного движения записано в форме уравнения Рауса. В отсутствие управляющего момента данное уравнение представляет собой уравнение свободных нелинейных колебаний. Будучи линеаризовано в окрестности положения

относительного равновесия уравнение допускает наглядную физическую интерпретацию.

В случае ненулевых начальных условий по позиционной координате при ненулевом кинетическом моменте системы могут быть выделены две разделяемые сепаратрисой группы фазовых траекторий, соответствующие колебаниям и круговращениям.

Анализ чисто инерционных движений манипуляционного механизма, аналогичных собственным формам колебаний механической системы, представляет интерес с точки зрения построения оптимальных в некотором смысле активных управляющих воздействий.

ПРИМЕНЕНИЕ ДАННЫХ ЭЛЕКТРОМИОГРАФИИ В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ ЭКСОСКЕЛЕТНЫМИ УСТРОЙСТВАМИ

А.И. Гаврилов
Со Со Тав У

alexgavrilov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э.Баумана, Россия, г. Москва

Неинвазивная электромиография является эффективным средством реализации человеко-машинных интерфейсов в современных мехатронных системах. Наиболее перспективной сферой применения биоинформационных систем на основе данных электромиографии является создание экзоскелетных устройств с биоуправлением. Применение датчиков биопотенциала (электромиографии) для управления экзоскелетным устройством обеспечивает возможность априорного определения изменения сигнала управления до наступления момента полного сокращения мышцы, что имеет существенное преимущество перед управлением, основанным на силовом воздействии на управляющие элементы конструкции экзоскелета.

В работе рассмотрены вопросы построения биоинформационной системы на основе данных электромиографии (ЭМГ). Предложена многоуровневая структура обработки ЭМГ-сигналов, отражающая информацию о движении лучезапястного сустава и обеспечивающая определение типа движения с использованием классификатора на основе нечеткой логики.

Исследования сигналов электромиографии, полученные с помощью поверхностных электродов, подтвердили наличие особенностей, характерных для определенного типа движения лучезапястного сустава. Полученные в результате обработки сигналов признаки использованы для классификации типа движений (сгибание, разгибание и супинация) системой нечеткого вывода правил.

С целью экспериментального подтверждения эффективности разработанных алгоритмов использовался программно-аппаратный комплекс сопряжения аппаратуры регистрации биопотенциала мышечных групп оператора с робототехнической частью – трехстепенным роботом-манипулятором, служащим прототипом исполнительной системы экзоскелета руки.

Классификатор типа движений лучезапястного сустава продемонстрировал высокую точность (вероятность) распознавания – до 93% в режиме реального времени.

Представленная структура программно-аппаратной системы анализа данных электромиографии и алгоритмы детектирования движений могут быть использованы как для лабораторных исследований, так и для прототипирования систем биоуправления экзоскелетными устройствами.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПЛОСКОГО ДВИЖЕНИЯ НАЗЕМНОГО ПОДВИЖНОГО СРЕДСТВА

Е.С. Лобусов, А.В. Фомичев
М.М. Жилейкин

a.v.fomichev@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва

Построение автоматизированной системы управления движением является важным с точки зрения облегчения деятельности оператора подвижного средства (ПС). Основной трудностью в этом направлении является наличие неопределенностей, создаваемых внешней средой, т.е. условиями взаимодействия ПС с дорожным покрытием.

Существует достаточно большое количество работ (в основном иностранных), которые рассматривают возможности построения автоматизированных систем вождения и возможные практические реализации. Однако при этом строятся и используются модели взаимодействия ПС с внешней средой, которые включают достаточно большое количество экспериментальных данных, которые не всегда доступны или не всегда достоверны.

В работе делается попытка рассмотреть данный вопрос (ситуацию) на примере плоского движения ПС с использованием типового набора измерителей: акселерометров, датчиков угловой скорости и угла отклонения руля. Но основное внимание обращается на возможность компенсации неопределенностей посредством обратных связей, которые синтезируются из условий получения «хорошего» качества движения.

Уравнения для ускорений центра масс (ц.м.) ПС записываются в связанной системе координат ССК x, y, z (базис B) относительно Земли, (базис S); вращение Земли не учи-

тывается $\dot{\mathbf{u}}_{\oplus}^S = 0$. Последовательность поворотов $3(\psi) - 2(\nu) - 1(\gamma)$. Для случая плоского движения выражение для ускорений упрощается.

Кинематические уравнения углового движения представляются в виде (пассивная точка зрения) изменения элементов матрицы направляющих косинусов или компонент нормированного кватерниона.

Общая схема модели системы управления движением включает следующие основные блоки: 1 – блок создания управляющих воздействий в виде ускорений на ПС, 2 – блок акселерометров, 3 – блок динамики плоского движения ПС, 4 – блок фильтра (наблюдающее устройство). u_1, u_2 – управляющие воздействия, реализуемые оператором ПС.

Помимо указанных блоков имеются блоки, характеризующие текущий параметр траектории в виде радиуса кривизны R_c (обязательный параметр), оценки текущего угла скольжения $\arctg(v_y/v_x)$ кинематического углового движения, измерения угловой скорости и расчета плоской траектории движения.

Отсутствие измерителей скорости движения приводит к необходимости использовать модель динамики (блок 3), которая должна обладать достаточно высокой точностью и периодически корректироваться по скорости движения. При выполнении коррекции скорость движения должна быть обязательно известна. Наиболее простой вариант коррекции связан с остановкой ПС, когда скорость становится равной нулю. Однако при этом следует обращать внимание и на задание других начальных условий.

Приведенная схема служит для устранения угла скольжения β , т.е. совмещения продольной оси телеги с вектором скорости ц.м. v . Вся неопределенность, связанная с взаимодействием конкретной телеги с дорожным полотном, отражается в блоке 1. Это наиболее сложный блок. Блоки 3, 4 и другие отмеченные реализуются в цифровом виде.

Важным свойством предлагаемой схемы является ослабление чувствительности к изменениям параметров взаимодействия ПС с дорожным полотном.

Приводятся результаты моделирования.

БЕСПИЛОТНЫЙ РОБОТ

В.В. Лукьянов, В.О. Медведев

vdmlknv@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва

В настоящее время все больше расширяется круг задач, решаемых с помощью робототехники. Одним из перспективных направлений является разработка беспилотных автомобилей на колесном или гусеничном ходу. Подобные роботы могут быть использованы как для помощи службам спасения, так и для применения в военной промышленности, поскольку могут заменить человека там, где его физических возможностей недостаточно или присутствует явная угроза жизни. Преимуществами автомобилей-роботов при общегражданском применении являются: снижение себестоимости грузоперевозок за счет экономии топлива и заработной платы водителей, минимизация ДТП. При объединении беспилотных автомобилей в единую сеть возможно повысить эффективность использования транспортных путей.

Целями данного проекта являлось:

- проектирование и конструирование автомобиля-робота;
- отработка алгоритмов автоматического функционирования системы;
- приобщение студентов к научно-технической деятельности.

Возможности и особенности робота:

- движение в автономном беспилотном режиме;
- наличие верхнего и нижнего уровня САУ;
- движение задним ходом (изначально отсутствовало);
- система регулирования линейной и угловой скорости;
- наличие СНС и инерциальных датчиков;
- определение статических и динамических препятствий с помощью ЛИДАРА;
- построение глобального и локального маршрута с учетом карты местности;
- телеуправление от ноутбука и джойстика.

В целях создания бесплатформенной инерциальной навигационной системы на борту робота был использован блок чувствительных элементов STIM300. Локальная задача навигации и управления движением (приём и обработка данных с БИНС, определение положения робота в пространстве, хранение требуемой траектории движения и алгоритмы следования по ней, управление приводами) решается на контроллере реального времени National Instruments cRIO-9024 с набором модулей ввода-вывода.

Разработка производилась в Лаборатории имитационного моделирования систем управления перспективных аэрокосмических летательных аппаратов и наземных подвижных объектов кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Баумана. Проведенные натурные испытания подтвердили эффективность разработанных алгоритмов – их простоту, надежность и точность. Робот успешно участвовал в соревнованиях Робокросс и выставке Политехника.



АВТОМАТИЧЕСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДЛЯ ПЛАНЕТНЫХ И АСТРОФИЗИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ, ИСПЫТАНИЯ И РАСЧЁТ

ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ КА «ЛУНА-РЕСУРС-1» (ОА)

**К.В. Битюцкий, А.Ю. Колобов
Е.В. Дикун**

kolobov@laspaces.ru

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Космический аппарат «Луна-Ресурс-1» (ОА) предназначен для проведения комплексных дистанционных научных исследований Луны с орбиты искусственного спутника Луны.

КА «Луна-Ресурс-1» (ОА) и его бортовые системы относятся к классу сложных технических систем, неремонтируемых и невозстанавливаемых в процессе их использования по целевому назначению.

Научная и служебная аппаратура размещаются в негерметичном контейнере на платформе с термостабилизированным основанием. В этом случае на бортовую и научную аппаратуру накладываются особые требования по конструированию, изготовлению и эксплуатации.

При разработке КА «Луна-Ресурс-1» (ОА) в целях унификации бортовых систем и конструкции, повышения их надежности, сокращения сроков создания и наземной отработки, а также экономии финансовых средств в конструкции КА «Луна-Ресурс-1» (ОА) используются технические решения, принятые в проекте «Луна-Глоб».

Использование принципа аналогии и метода учета сложности комплектующих систем позволило произвести предварительную оценку надежности КА «Луна-Ресурс-1» (ОА), которая помогает выделить наименее надежные составные части КА, чтобы, по возможности, повысить их надежность за счет введения резервирования или применения более надежных комплектующих.

Предварительная оценка показала, что для такой сложной миссии как «Луна-Ресурс-1» может быть достигнута вероятность безотказной работы (ВБР) КА «Луна-Ресурс-1» (ОА) за время срока его активного существования на орбите по штатной циклограмме в течение 3 лет не менее 0,9.

Оценка вероятности успешного выведения КА «Луна-Ресурс-1» (ОА) на рабочую орбиту составила 0,93.

ВБР комплекса научной аппаратуры в составе КА при работе научных приборов по штатной циклограмме в течение срока его активного существования должна быть не менее 0,95.

В основу обеспечения требуемой надежности КА «Луна-Ресурс-1» (ОА) и его систем положена традиционная система мероприятий, опробованная при реализации других космических программ НПО им. С.А. Лавочкина.

О НЕОБХОДИМОСТИ АКТУАЛИЗАЦИИ НОРМАТИВНОЙ БАЗЫ ДЛЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

К.В. Битюцкий, А.Ю. Колобов
Е.В. Дикун

kolobov@laspace.ru

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Современное развитие науки и техники позволило создавать космическую технику с длительными (10 – 15 лет) сроками активного существования, что повысило требование к ее надежности.

Любой КА является сложной технической системой, состоящей из множества устройств, отличающихся по своему составу, физическим принципам, условиям и циклограммам функционирования.

На надежность КА в первую очередь влияет надежность радиоэлектронной аппаратуры из-за высокой чувствительности ЭКБ к внешним воздействиям космического пространства и динамических воздействий при выведении КА.

Анализ нормативной базы в области надежности космической техники показал, что отсутствует нормативная база для задания требований, оценки и контроля надежности единичных КА длительного функционирования.

Существующие нормативные документы (НД) не учитывают следующие моменты:

- применение в современных КА электронной аппаратуры в негерметичном исполнении;
- недостаточную адекватность экспоненциального закона распределения вероятности для систем высокой сложности длительного функционирования и с составными частями различной физической сущности;
- присутствие деградационных процессов ЭКБ, приводящее к уменьшению САС;
- устаревшие данные по надежности ЭКБ (12-14 летней давности);
- финансовые ограничения при проведении ОКР, приводящие к необходимости комплексирования испытаний, а в некоторых случаях замену их математическим моделированием.

Для решения перечисленных проблем с нормативным и методическим обеспечением в области задания требований, оценки и контроля надежности единичных КА длительного функционирования предлагается:

- переработать ГОСТ В 22571 с учетом специфики разработки единичных КА длительного функционирования;
- откорректировать ГОСТ РО 1410-001 с учетом специфики разработки единичных КА;
- актуализировать справочник «Надежность электрорадиоизделий»;
- разработать нормативную базу по методологии ресурсных испытаний бортовой аппаратуры с длительными сроками активного существования;
- разработать методическое обеспечение по прогнозированию и оценке надежности КА и радиоэлектронной бортовой аппаратуры на основе двухпараметрических законов распределения.

ПЕРЕЛЕТНЫЙ МОДУЛЬ И СПУСКАЕМЫЙ АППАРАТ НА ВЕНЕРУ

Д.А. Дугин

denisdugin@hotmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Разработанный космический аппарат состоит из двух крупных блоков: перелётный модуль, который служит для обеспечения ориентации и стабилизации КА на всём протяжении перелёта Земля-Венера, поддерживающий условия необходимые для нормальной работы КА, и спускаемый аппарат, в котором расположены: герметичный отсек для размещения научного оборудования, центральный герметичный приборный отсек и отсек для размещения полезного груза массой 200 кг и объёмом 1 м³.

Применение в конструкции СА объёмно-армированных углерод-углеродных композиционных материалов, закреплённых на жёстких носителях формы – шпангоутах, а именно в конструкции обтекателя и сбрасываемого защитного экрана, позволяет снизить массу конструкции без потери прочностных и жесткостных показателей. Применение композиционных материалов заметно упрощает процесс производства подобных конструкций при незначительных затратах на изготовление оправки.

Данный космический аппарат позволяет решить большой спектр задач в области изучения строения атмосферы и поверхности Венеры. Полученные результаты могут быть полезны инженерно-техническим работникам предприятий, а также студентам соответствующего профиля.

ОБЕЗЗАРАЖИВАНИЕ ЧИСТЫХ ПОМЕЩЕНИЙ КОСМОДРОМА БАЙКОНУР В ПЕРИОД ПУСКОВОЙ КАМПАНИИ МИССИИ «ЭКЗОМАРС-2016» ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ТРЕБОВАНИЙ ПЛАНЕТАРНОЙ ЗАЩИТЫ

Н.М. Хамидуллина¹, Д.В. Захаренко¹ nmx@laspace.ru

О.Н. Зайцева¹, Е.А. Дешева²

А.А. Гуридов², Н.Д. Новикова²

¹ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

²ГНЦ РФ-ИМБП РАН

Основной целью программы планетарной защиты миссии «Экзомарс-2016» являлась защита Марса от возможного загрязнения земными микроорганизмами. Поскольку в рамках миссии предполагается посадка спускаемого демонстрационного аппарата на поверхность Марса без проведения биологических экспериментов, миссия «Экзомарс-2016» относится к категории IVa по классификации COSPAR.

В совместном проекте под руководством ЕКА и Роскосмоса европейская сторона полностью несла ответственность за обеспечение заданного уровня микробиологической чистоты КА, российская же сторона отвечала за предоставление пусковых услуг на космодроме Байконур и, соответственно, за выполнение требований планетарной защиты в период пусковой кампании, которое сводилось, прежде всего, к предотвращению повторного загрязнения КА. С этой целью, после проведенного микробиологического мониторинга чистых помещений сооружения космодрома, показавшего их значительную микробиологическую загрязненность, был реализован комплекс мероприятий для обеспечения заданного уровня биологической чистоты, а именно:

- регулярная уборка чистых помещений с использованием эффективного дезинфектанта и применение импульсного ультрафиолетового облучения, что позволило

создать условия для надежного функционирования европейской чистой палатки класса 7 ИСО,

- замена фильтров в воздуховоде вагона термостатирования для кондиционирования КА чистым воздухом.

Представленные в докладе результаты проведенных в период 2015 – 2016 гг. микробиологических исследований позволили сделать заключение о готовности чистых помещений класса 8 ИСО, вагона термостатирования и системы ВСОТР на стартовой площадке космодрома Байконур к пуску КА в части выполнения российской стороной требований по планетарной защите миссии «ЭкзоМарс-2016».

МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО НАГРЕВА ПОВЕРХНОСТИ ЗАТУПЛЕННОГО ТЕЛА ПРИ ВХОДЕ В АТМОСФЕРУ МАРСА НА 100-КИЛОВАТТНОМ ВЧ-ПЛАЗМОТРОНЕ

А.Ф. Колесников

koles@ipmnet.ru

А.Н. Гордеев, С.А. Васильевский

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского

Представлены технический подход и методология моделирования аэродинамического нагрева поверхности теплозащитного материала в окрестности носка затупленного тела при входе в атмосферу Марса. Технический подход основан на уникальных возможностях получения высокоэнтальпийных потоков углекислого газа в широких диапазонах давления и энтальпии на 100-киловаттном ВЧ-плазмотроне, что позволяет проводить испытания образцов материалов на термохимическую стойкость при натуральных значениях температуры поверхности и давления торможения. Методология, основанная на теории локального моделирования теплообмена, включает воспроизведение в эксперименте натуральных тепловых потоков в точке торможения, расчеты течений плазмы в разрядном канале плазмотрона и обтекания моделей дозвуковыми струями диссоциированного углекислого газа, а также экстраполяцию данных эксперимента на условия входа затупленного тела в атмосферу Марса с гиперзвуковой скоростью. Проведены эксперименты по теплообмену металлов, кварца, углерода и высокотемпературной керамики в высокоэнтальпийных дозвуковых струях углекислого газа при условиях, соответствующих нагреву носка аппарата ExoMars на теплонапряженном участке траектории. Экспериментально и в расчетах продемонстрирован тепловой эффект каталитичности материала поверхности, обтекаемой потоком диссоциированного углекислого газа. Из сопоставления экспериментальных и расчетных данных по тепловым потокам определены эффективные коэффициенты рекомбинации атомов O и молекул CO на водоохлаждаемых поверхностях серебра, меди, нержавеющей стали, кварца, а также на поверхностях карбида кремния и керамики при высоких температурах.

РАСЧЕТНАЯ МОДЕЛЬ ГАЗООБРАЗОВАНИЯ И ФИЛЬТРАЦИИ ГАЗА В ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЯХ АППАРАТОВ, СПУСКАЕМЫХ В АТМОСФЕРАХ ПЛАНЕТ

А.А. Иванков

ival@laspace.ru

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Вход с большой скоростью и последующее движение спускаемого аппарата (СА) в атмосфере планеты приводит к значительному нагреву материала теплозащитного покрытия (ТЗП) поверхности СА и к его последующему разрушению, если температура при нагреве превышает предельно допустимое значение. Поэтому выбор тепловой защиты СА, обеспечивающий при минимальных весовых затратах заданный тепловой режим аппарата и его систем, играет важную роль при проектировании аппарата.

Работа посвящена решению проблемы снижения массы ТЗП за счет уточнения математической модели при учете высокотемпературных процессов, протекающих у поверхности аппарата и в материале ТЗП. Уточнение модели связано с учетом процессов газовыделения и фильтрации газообразных продуктов при термическом разрушении материала ТЗП. В случае, когда толщина покрытия и перепады температуры по толщине стенки значительны, процессы фильтрации могут оказать влияние на тепловой режим СА и эти процессы необходимо учитывать при выборе и оптимизации тепловой защиты. Такой учет необходим для широко применяемых в космической отрасли композиционных материалов, состоящих, в основном, из неорганического каркаса (наполнителя) и органического связующего. Как правило, связующее имеет меньшую температуру термического разложения, чем наполнитель, что приводит к его начальному разложению внутри материала, тогда как на поверхности ТЗП разрушение еще не начиналось.

Для учета процессов газобразования и фильтрации газа разработана приближенная инженерная модель, приемлемая по точности для проектирования теплозащитных систем СА. По сравнению с более полными и точными моделями при учете физико-химических процессов в твердой и газообразной фазе материалов, данная модель позволяет провести параметрическое исследование процессов фильтрации и оценить их влияние на тепловой режим СА.

Исследование проводится с использованием макроскопических теплофизических характеристик материалов, которые известны или могут быть определены экспериментальным путем. Предполагается, что процесс внутреннего термического разложения материала ТЗП происходит в пределах некоторого температурного интервала, тогда как вне его – разложения не происходит. Процесс разложения сопровождается поглощением некоторого количества тепла и выделением газа с расходом, пропорционально изменению плотности исходного материала. Газообразные продукты разложения, проходя сквозь поры прогретого материала, прилегающего к внешней (обтекаемой газом) поверхности, отводят от него часть тепла.

Расчет прогрева и термического разложения материалов тепловой защиты СА проводится в одномерной постановке, поскольку в исследуемом случае температурные градиенты в нормальном направлении к разрушаемой поверхности существенно больше, чем в касательном. Используется нестационарное уравнение теплопроводности, дополненное учетом процессов внутреннего термического разложения материала и фильтрации газа. Результаты расчетов приведены для условий входа, соответствующих входу СА в атмосферу Марса. Представленная математическая модель и результаты расчетов могут быть использованы при разработке тепловой защиты аппаратов, спускаемых в атмосферах планет.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПАНЕЛИ ГЛАВНОГО ЗЕРКАЛА ОБСЕРВАТОРИИ «МИЛЛИМЕТРОН»

М.Ю. Архипов¹ markhipov@asc.rssi.ru
И.С. Виноградов¹, Е.С. Голубев¹, Н.В. Мышонкова¹
В.Н.Пышнов¹, А.В.Смирнов¹, С.Д.Федорчук¹, Г.В. Двирный²
В.А. Куклин², В.М. Михалкин², Д. В. Усачев², А.К.Шаров²

¹Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН

²АО «Информационные спутниковые системы им. академика М.Ф. Решетнева»

Обсерватория «Миллиметрон» - проект крупногабаритного криогенного космического телескопа миллиметрового, субмиллиметрового и ближнего инфракрасного диапазона длин волн (13.5 – 0.02 мм). Телескоп имеет раскладываемое главное зеркало диаметром 10 метров, состоящее из центральной части (диаметр 3 м) и 24 лепестков. Материал панелей главного зеркала и поддерживающих конструкций - высокоомодульный углепластик. Научные задачи проекта и выбранный рабочий диапазон длин волн обсерватории требуют глубокого охлаждения (<10К) и высокой геометрической точности (СКО ≤10 мкм) главного зеркала.

Будет представлено описание конструкции панели центрального зеркала, выполненного из высокоомодульного углепластика и результаты моделирования термодеструкций, с использованием различных подходов к моделированию. А также будут представлены результаты термовакуумных испытаний, проведенных в АО ИСС, в ходе которых проводились измерения изменения геометрии панели при ее захлаживании до -140° С. Получено хорошее совпадение результатов моделирования и испытаний. Панель продемонстрировала высокую формостабильность при воздействии условий вакуума и глубокого охлаждения.

РАДИАЦИОННО-КОНВЕКТИВНЫЙ НАГРЕВ ПОВЕРХНОСТИ МАРСИАНСКОГО СПУСКАЕМОГО АППАРАТА MSL ПОД УГЛОМ АТАКИ С УЧЕТОМ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА

С.Т. Суржигов surg@ipmnet.ru

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Летные экспериментальные данные по аэротермодинамике космического аппарата EDL MSL на участке гиперзвукового полета в атмосфере Марса представлены в работе [1: Edquist K.T. et.al JSR, 2014. Vol.51. No.4]. В указанной работе показано, что основная доля тепловой нагрузки на спускаемый космический аппарат приходится на конвективный теплообмен. Представленные экспериментальные данные и результаты расчетно-теоретического анализа закономерностей конвективного теплообмена свидетельствуют о том, что на лобовой поверхности спускаемого в атмосфере посадочного модуля происходит переход от ламинарного течения к турбулентному, что сопровождается заметным увеличением плотности конвективного теплового потока вдали от критической точки торможения набегающего потока. Ряд неопределенностей фиксированных в [1] могут свидетельствовать о вероятном вкладе радиационного нагрева. Поэтому одной из важных задач анализа разных траекторий марсианского входа является задача изучения интенсивности не только конвективного, но и радиационного теплового потока.

В представленной работе изучается радиационно-конвективный нагрев поверхности EDL MSL. Трехмерная радиационно-газодинамическая модель физически и химически неравновесного течения, реализованная в авторском компьютерном коде NERAT(3D), используется для анализа радиационно-конвективного нагрева спускаемого космического аппарата Mars Science Laboratory (MSL) при его входе в плотные слои атмосферы Марса под углом атаки. Этот код реализует численное интегрирование уравнений Навье-Стокса для неравновесного течения. Для условий марсианского входа исследовалась 8-ми компонентная смесь химических неравновесных газов (CO_2 , CO , N_2 , O_2 , NO , C , N , O). В расчетах применялась кинетическая модель Парка. Численное интегрирование проводилось с использованием конечно-разностного метода на структурированных многоблочных сетках. Распад разрыва рассчитывался по приближенной методике AUSM. Поверхность принималась абсолютно каталитической для компонент CO_2 и N_2 с их значениями в набегающем потоке 0.97 и 0.03 соответственно. Температура поверхности считалась радиационно-равновесной. Особенностью представленной модели является учет ламинарно-турбулентного перехода и турбулентного нагрева подветренной части лобового аэродинамического щита. В трехмерном расчете использовалась модифицированная алгебраическая модель Болдуина-Ломакса.

Результаты расчетов сопоставлены с экспериментальными данными, полученными в процессе успешно выполненной посадки MSL на поверхность Марса.

В первой части работы дается постановка задачи и формулировка полной системы уравнений. Во второй части излагается используемый метод численного интегрирования. Заключительная часть статьи содержит обзор полученных расчетных данных и их сопоставление с летными данными.

Особенностью работы является получение расчетных данных по конвективному и радиационному (интегральному и спектральному) нагреву всей поверхности спускаемого космического аппарата при его полете под углом атаки вдоль реальной траектории марсианского входа.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ БАЗЫ ДЛЯ ОТРАБОТКИ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ ИЗДЕЛИЙ

А.Ф. Клишин

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Система тепловой защиты изделий, основанная на применении теплозащитных материалов (ТЗМ) композиционного типа, относится к пассивным средствам защиты конструкции в условиях экстремальных теплосиловых воздействий газового потока при скоростях полета, превышающих сверхзвуковые. Надежность функционирования изделия на этом этапе определяется степенью отработки его системы тепловой защиты (СТЗ).

Основными параметрами, характеризующими совершенство СТЗ являются теплозащитные и теплофизические свойства применяемого ТЗМ, исследованные в широком диапазоне теплосиловых воздействий. Подробные исследования по определению характеристик ТЗМ и обоснованию его применимости в заданных (штатных) условиях воздействия проводит разработчик изделия ракетно-космической техники (РКТ) с привлечением установок отраслевой экспериментальной базы.

За последние годы произошло заметное увеличение числа требований, предъявляемых к ТЗМ, например такие:

– малый унос ТЗМ в заданном диапазоне теплосиловых нагрузок по траектории полета изделия;

- многоразовость применения изделия и соответственно ТЗМ;
- стойкость ТЗМ к продолжительным (более года) воздействиям факторов космического пространства (вакуума, радиации, метеорно-техногенных тел, переменных температур);
- стойкость ТЗМ к кратковременным теплосиловым воздействиям (иногда периодическим) при дополнительном действии касательных напряжений, двухфазных потоков и т.д.

Для выполнения этих различных требований необходимо создать и отработать новые ТЗМ и значительно усовершенствовать соответствующую экспериментальную базу, повысив мощность плазмотронов до 15...30 МВт и размеры испытываемых моделей до диаметра $\geq 0,5$ м.

Показано, что особое внимание при отработке тепловой защиты изделий РКТ следует уделять обеспечению ее надежности в условиях комплексного воздействия: теплового и двухфазного потоков, а также касательных напряжений, поскольку большинство ТЗМ в процессе высокотемпературных испытаний образцов ускоренно разрушаются, если осуществляется также воздействие касательных напряжений набегающего потока или он содержит мелкие твердые частицы.

ОБ ОДНОМ НАПРАВЛЕНИИ РАЗВИТИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВТОМАТИЧЕСКИХ ЛУНОХОДОВ ДЛЯ БУДУЩИХ НЕПИЛОТИРУЕМЫХ И ПИЛОТИРУЕМЫХ ЭКСПЕДИЦИЙ НА ЛУНУ

С.П. Буслаев

se.bouslaev@yandex.ru

В.А. Воронцов, О.С. Графодатский, А.М. Крайнов

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

В связи с рассматриваемыми программами непилотируемых и пилотируемых полётов на Луну целесообразно определить место автоматических луноходов в будущих лунных экспедициях. Под автоматическими планетоходами здесь понимаются луноходы без водителя и не предназначенные для перевозки людей. Целесообразно также определить направление развития таких луноходов, подразумевая их применимость во всех этих программах без существенных изменений конструкции.

Можно предполагать, что при работе космонавтов на Луне автоматические луноходы могут найти применение для транспортировки научного оборудования, для его замены, для доставки и замены носителей информации, для проведения научных исследований. Следует также учесть, что всякий выход космонавтов на поверхность Луны будет сопровождаться увеличением опасности для их жизни вследствие космического излучения, метеорной опасности и пр. При каждом выходе людей на поверхность Луны будут тратиться материальные ресурсы экспедиции. Луноходы могут также использоваться в аварийных ситуациях.

Такие луноходы должны обладать способностью полного автономного движения, включая принятие решения на борту о маршруте движения без участия человека и при различных внешних условиях – освещении Солнцем, характере рельефа, при отсутствии связи с группой управления. Работы по разработке подобной бортовой системы технического зрения для автономного движения марсохода проводились ранее в НПО им. С.А. Лавочкина в рамках международной марсианской программы. Такая система технического зрения была основана на бортовых стерео телекамерах, специальном процессоре, датчиках о пространственном положении марсохода и о положении камер относительно конструкции марсохода. Подобная система позволяет

создать универсальную транспортную платформу для движения по Луне в качестве средства обеспечения работы будущих непилотируемых и пилотируемых экспедиций на Луну.

БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СТОЙКОСТИ ТЕПЛОЗАЩИТЫ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ МЕТЕОРНЫХ ЧАСТИЦ

А.Ф. Клишин, А.М. Никитин, С.А. Сыромятников

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Воздействие высокоскоростных метеорных частиц на элементы и системы конструкции космического аппарата (КА) может иметь негативные или критические последствия. В первом случае, из-за эрозионного воздействия микрометеоритов ухудшаются физико-механические свойства материалов и покрытий элементов (систем) конструкции КА. Во втором случае, элемент или система КА из-за ударного воздействия метеорной частицы выходит из строя (т.е. теряет работоспособность), что создает аварийную ситуацию для всего КА. Для исключения такой ситуации в соответствии с требованиями специального стандарта необходимо применять защиту элементов и систем КА, критичных к воздействию метеороидов.

В состав некоторых автоматических межпланетных станций входит спускаемый аппарат (СА), располагаемый снаружи. В отдельных случаях размеры СА определяют габариты космического аппарата. Например, размеры десантного модуля (ДМ) изделия «ЭкзоМарс-20» – значительные. Поэтому высока вероятность воздействия метеорных частиц на тепловую защиту ДМ (поверхность которой ~20 м²) за ~8 месяцев перелёта изделия до Марса.

Отметим, что из-за метеорной опасности тепловая защита (ТЗ) десантного модуля является «критичной системой» изделия «ЭкзоМарс». Особенности и последствия взаимодействия высокоскоростных ударников с композиционными неметаллическими материалами ТЗ должны отличаться от взаимодействия этих ударников с металлическими преградами (мишенями) в условиях определения стойкости преград на баллистических установках.

Рассматриваются характеристики двух известных баллистических установок «БС-3» и «МПК-7», на которых проведены первые пробные испытания образцов теплозащитных покрытий (ТЗП) по соответствующим программам-методикам. Экспериментальные результаты подтвердили пониженную стойкость материалов ТЗП к воздействию высокоскоростных тел по сравнению с металлическими мишенями. Анализ результатов испытания образцов ТЗП выявили необходимость дальнейшего исследования последствий образования пробоин в образцах на работоспособность тепловой защиты в условиях, имитирующих воздействие плазмы на этапе аэродинамического торможения ДМ.

К ВОПРОСУ О СИЛОВОМ ВОЗДЕЙСТВИИ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ НА КОНИЧЕСКУЮ КОНСТРУКЦИЮ С ВОЛНИСТОЙ ОБРАЗУЮЩЕЙ

С.И. Шматов, А.С. Мордвинкин

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Вопрос учета влияния различного рода неоднородностей на физические процессы приобретает все большую актуальность при проектировании и эксплуатации современных космических аппаратов (КА). В ранее опубликованных работах на конкретных примерах было показано заметное влияние определенных поверхностных неоднородностей на величину и характер силового воздействия солнечного излучения как на отдельные узлы и агрегаты, так и на КА в целом.

В данной работе представлены результаты численного исследования силовых и моментных характеристик воздействия солнечного излучения на коническую конструкцию с регулярно неоднородной боковой поверхностью, имеющей кусочно-дуговой (волнистый) профиль.

Анализ полученных результатов показал, что для определенных параметров волнистости боковой поверхности исследуемого конуса и определенных ориентаций относительно потока падающего излучения отличия силовых и моментных характеристик от такого же гладкого конуса может составлять от 15% до 50%. Более того при некоторых ориентациях соответствующие характеристики могут иметь противоположные знаки.

Таким образом, проведение подобных исследований дает возможность не только определить степень влияния волнистости на значения характеристик силового воздействия солнечного излучения на КА, но и с помощью осознанного выбора параметров волнистости изменять указанные характеристики в желаемом направлении, что в свою очередь будет способствовать более надежной и экономичной эксплуатации КА.

ПРАКТИКА ВЫПОЛНЕНИЯ ОПЕРАТИВНЫХ ВЫЧИСЛЕНИЙ ДЛЯ ЗАДАЧ ЦЕНТРА УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТАМИ НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА С ПОМОЩЬЮ ВТОРИЧНОЙ ОБРАБОТКИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

И.В. Зефиоров

zefirov@laspace.ru

ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»

Оперативный анализ функционирования современных КА в ЦУП НПО им. С.А. Лавочкина выявляет новые тенденции развития. Наряду с требованиями по оперативности и количеству анализируемых параметров в потоке обработанной информации появляется необходимость в выполнении целого ряда новых задач и требований, имеющих более сложные алгоритмы реализации.

Основной способ удовлетворения всем указанным требованиям без изменения существующей программной архитектуры состоит во введении дополнительных обобщенных параметров, предназначенных для удобства обработки и представления ее результатов оператору-анализатору. Такие параметры называются вторичными и характеризуются состоянием целой группы соответствующих первичных параметров в соответствии с имеющимися таблицами, либо рассчитываются по аналитическим

формулам. Вторичные параметры применяются для сообщений о нештатных ситуациях, для формирования интегральных суждений о функционировании различных бортовых систем и избавляют оператора-анализатора от рутинных действий.

В докладе обобщен опыт применения новых алгоритмов вторичной обработки телеметрической информации для ЦУП НПО им. С.А. Лавочкина в процессе эксплуатации КА «Электро-Л1», «Электро-Л2», «Спектр-Р». Приводится перечень основных возможностей вторичной обработки телеметрической информации, примеры типичных и специализированных задач, а также обсуждаются возникающие трудности и способы их преодоления.

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ САПР ДЛЯ МОДИФИКАЦИИ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ПО РАСЧЕТУ РАДИАЦИОННОЙ СТОЙКОСТИ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

И.В. Зефиоров, Т.Ш. Комбаев

nmx@laspace.ru

П.С. Черников, Е.В. Власенков, Н.М. Хамидуллина, М.Е. Артемов

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

В период полета орбитальные космические аппараты (КА) подвергаются разрушающему воздействию ионизирующих излучений космического пространства: протонов и электронов радиационных поясов Земли, протонов и тяжелых заряженных частиц солнечных и галактических космических лучей. Для обеспечения надежной работы в космосе служебной и научной аппаратуры чрезвычайно важно еще на стадии проектирования КА спрогнозировать радиационную опасность, в частности, корректно рассчитать локальные поглощенные дозы. Эти данные, в свою очередь, необходимы для анализа радиационной стойкости аппаратуры.

Использование современных САПРовских технологий 3D-моделирования позволило создать и внедрить на ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» программный комплекс (ПК) «LocalDose&SEE» для расчета локальных поглощенных доз и одиночных эффектов с использованием конструкторской упрощенной 3D-модели КА.

ПК «LocalDose&SEE» широко применяется для различных КА, он показал свою эффективность и точность при проведении расчетов. Однако новые требования, связанные с анализом радиационной стойкости, диктуют необходимость модификации ПК. В докладе представлены результаты доработки ПК «LocalDose&SEE» в нескольких направлениях:

1) Для расчета параметров дополнительной защиты вокруг бортовой аппаратуры (БА) КА в ПК «LocalDose&SEE» введен дополнительный алгоритм, позволяющий визуализировать наиболее критичные направления с точки зрения массовой защиты с помощью лучей с заданным диапазоном отображения массового распределения вокруг прибора;

2) Для получения информации о распределении массовой защиты вокруг места установки прибора на КА в ПК «LocalDose&SEE» был реализован алгоритм для расчета дифференциального распределения для оптимизации массы корпусов БА, а также толщины и формы дополнительной защиты;

3) В связи с необходимостью расчета влияния радиоизотопных источников ПК «LocalDose&SEE» был доработан в части учета поглощенных доз, полученных бортовыми устройствами от точечных источников гамма-излучения, рентгеновского излучения и потока нейтронов.

Реализация модификации программного комплекса «LocalDose&SEE» в части анализа наименее защищенных направлений для последующего проектирования дополнительной массовой защиты бортового оборудования КА показана на примерах выполненных расчетов в рамках текущих проектов ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина».

Реализация доработки программного комплекса «LocalDose&SEE» в части учета влияния радиоизотопных источников показаны на примере расчета ЛПД в бортовом оборудовании и аппаратуре КА «ЭкзоМарс-2020».

Использование функции по расчету влияния радиоизотопных источников актуально при выполнении радиационных расчетов миссий «Луна-Глоб», «Луна-Ресурс-ПА», «Луна-Грунт», «Экспедиция-М».

ИССЛЕДОВАНИЕ ИЗБЫТОЧНОСТИ ТРЕБОВАНИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ КА ДЗЗ

В.П. Макаров

miv@laspace.ru

И.В. Москатиньев, С.Ю. Самойлов

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Одним из важных факторов успешного решения многих научных, практических и хозяйственных задач является использование карт различного назначения, содержания, масштабов и территориального охвата. Потребность в картографической продукции очень высока. Известно, что на 2010 г. картами с масштабом 1:25 000 охвачено лишь 5% Земли.

Все более широкое распространение получает космическая картография (создание картографической продукции по материалам космической съемки космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ)). Эффективность использования КА для создания и обновления карт не вызывает сомнений, поскольку значительно сокращаются объемы полевых работ, а следовательно уменьшаются затраты времени и денежных средств.

Для возможности создания карт по снимкам КА ДЗЗ к этим снимкам предъявляются определенные требования по качеству, а именно:

- Требования по линейному разрешению на местности (ЛРМ);
- Требования по погрешности координатной привязки.

Завышение любого из этих требований приводит увеличению стоимости КА и/или к его усложнению, а так же к увеличению сроков создания КА. Поэтому важно еще на ранних этапах проектирования избежать избыточности требований, т.е. определить требуемые значения ЛРМ, получаемых снимков и погрешности их географической привязки, таким образом, что бы значения этих показателей качества космических снимков не были завышенными или избыточными. Иными словами требуемые значения ЛРМ и погрешности привязки должны быть согласованы.

В докладе представлены зависимости (ЛРМ), погрешности привязки космического снимка и масштаба создаваемой по этим снимкам карты, а также определены взаимные зависимости ЛРМ снимка и погрешности привязки этого снимка для возможности создания по этому снимку топографической карты.

РАЗВИТИЕ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА И МЕТОДИКИ РАСЧЕТА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕПЛООВОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ОТ СЛОЖНОГО ИЗЛУЧАТЕЛЯ

Б.Ю. Яценко
А.Ф. Шабарчин, А.А. Ушакова

shaf@laspace.ru

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Последовательное изучение и регистрирование данных действительных оптических характеристик поверхностей КА, а также рост производительности средств вычисления способствует использованию имитационного математического моделирования для упрощения или частичной замены проводимых дорогостоящих тепловакуумных испытаний. Поэтому актуальна задача разработки эффективной методики и программного комплекса, позволяющих проводить расчеты теплового излучения для создаваемых САД-моделей КА и его составных частей.

При расчёте лучистого теплообмена, как правило используются зональный метод и угловые коэффициенты. Данный вид теплообмена является определяющим на внешних поверхностях при тепловом расчёте КА в герметичном исполнении, а также внутренних элементов КА негерметичного исполнения.

Разработанная методика и программный комплекс позволяют проводить расчет указанными методами для диффузно отражающих (излучающих) поверхностей. Кроме того дополнительное использование алгоритма трассировки лучей и метода Монте-Карло позволяет увеличить круг решаемых задач и рассчитывать отражение от диффузно-зеркальных поверхностей в составе изделия. Создание собственного программного комплекса способствует также оперативному внесению изменений при его адаптации к решаемым задачам.

Проведены расчеты потоков теплового излучения диффузно-зеркального излучателя. Для подтверждения достоверности разработанной методики и программного комплекса, проведена верификация результатов расчета с литературными данными и данными полученными при измерении тепловых потоков экспериментальным путем.

ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНОГО ВАРИАНТА ПОСТРОЕНИЯ КОМБИНИРОВАННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ И СХЕМЫ ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД»

И.В. Платов, А.В. Симонов

alex.simonov@laspace.ru

ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина»

Доклад посвящен особенностям разработки перспективного российского космического аппарата (КА) «Интергелио-Зонд», на котором в качестве маршевой используется электроракетная двигательная установка (ЭРДУ). Он должен исследовать околосолнечное пространство с близких расстояний (60-70 радиусов Солнца) и внеэклиптических наклонений. Проект должен быть разработан, исходя из запуска космического аппарата с космодрома Байконур при помощи ракеты-носителя «Союз-2» и разгонного блока «Фрегат». При разработке схемы полёта предполагается, что через 5 лет аппарат должен выйти на орбиту с максимальным наклонением. Его траектория формируется с помощью гравитационных маневров у Земли и Венеры.

В докладе рассмотрены три варианта оснащения КА «Интергелио-Зонд» двигательными установками: один вариант с «химической» ДУ и два варианта с ЭРДУ на базе RIT-22 и СПД-140Д. Приведены описания этих вариантов конструкции. В соответствии с ними разработаны схемы полёта, позволяющие доставить КА за время активного существования на гелиоцентрическую орбиту с требуемыми параметрами. Представлены основные характеристики траекторий.

В соответствии с описанными выше научными задачами и вариантами КА для выбора оптимального варианта исполнения ДУ были определены наиболее важные показатели качества для разрабатываемой миссии: достигаемый радиус перигелия R ; максимальное достигаемое наклонение рабочей орбиты i ; суммарная масса полезной нагрузки и резерва $m_{\text{пн}}$; длительность миссии от старта до выхода на орбиту с максимальным наклонением T_{Σ} ; длительность работы ДУ ТДУ.

В настоящей работе используется метод «свертывания» векторного критерия к скалярному. При этом оптимизируемый функционал является линейной комбинацией нормированных критериальных показателей, значимость (приоритетность) которых задаётся посредством назначения «весовых» коэффициентов линейной свёртки.

Для сравнения и выбора варианта облика КА для дальнейшей проработки будем использовать функционал $F = krR_{\text{тг}} + kii + kmm_{\text{НП}} + kt, T_{\Sigma} + keT_{\text{ДУ}}$, где kr , ki , km , kt , ke – весовые коэффициенты, отражающие приоритет каждого из показателей качества. Наиболее важным критерием научной эффективности миссии считается наклонение орбиты. Далее идут радиус перигелия и масса комплекса научной аппаратуры. Продолжительность миссии и длительность работы ДУ влияют в основном на надёжность осуществления миссии, а не на её научную ценность. Поэтому величины коэффициентов этих показателей должны быть ниже. В соответствии с изложенной логикой прием значения весовых коэффициентов равными $kr = 0,25$, $ki = 0,3$, $km = 0,2$, $kt = 0,15$, $ke = 0,1$.

Комбинированная ДУ позволяет реализовать разработанную траекторию, при этом обеспечить штатную работу целевой аппаратуры, осуществляя коррекции, ориентации и стабилизации на однокомпонентной ДУ. Определены критерии качества для разрабатываемой миссии и проведен расчет функционала, определяющего эффективность миссии, в соответствии с предложенными вариантами двигательных установок и траекторий. Согласно расчётам, оптимальным является вариант с ЭРДУ на базе СПД-140Д.

К ИСПОЛЬЗОВАНИЮ ТЕРМОСТАТОВ В ОБЕСПЕЧЕНИИ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ПРИ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ АВТОМАТИЧЕСКИХ И ПИЛОТИРУЕМЫХ КА

Н.Н. Иванов¹
А.Н. Иванов²
Е.А. Иванова²

ivanov_n_n@laspace.ru
ANI24@yandex.ru
ecatherina96@gmail.com

¹ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

²Агентство «Дэнекс»

Цель экспериментальной отработки любого изделия, в том числе автоматических и пилотируемых космических аппаратов (КА), – доведение изделия в целом, а также его модулей, блоков, агрегатов и узлов до состояния, полностью удовлетворяющего требованиям технического задания. Среди видов отработки изделия, как наземных стендовых, так и иных, можно назвать механические, тепловые, электрические, клима-

Секция 18

тические, химические, биологические, магнитные, электромагнитные, радиационные, полигонные, эксплуатационные и т.д.

В НПО имени С.А. Лавочкина постоянно проектируются и разрабатываются уникальные космические аппараты, один из них КА «N». При отработке и подтверждении технических характеристик этого КА должны проводиться, наряду с другими, электрические испытания с использованием наземной системы обеспечения температурных режимов (НСОТР). По окончании анализа различных технических и технологических решений, используя теорию испытаний, для КА «N» была выбрана воздушная [1] и жидкостная с использованием программируемых термостатов НСОТР. В таблице 1 представлен перечень приборов и комплексов, монтируемых на теплосопанелях (ТСП), их избыточная тепловая мощность, потребный расход охладителя и температура охлаждаемой облицовки ТСП. Жидкостная НСОТР представляет собой замкнутый оборотный гидравлический контур с термостатом, цилиндрическим распределительным коллектором-радиатором и дроссельными шайбами.

Таблица 1 – Перечень приборов и комплексов, монтируемых на ТСП, их избыточная тепловая мощность, потребный расход охладителя и температура охлаждаемой облицовки ТСП.

№ п/п	Название ТСП с системами, блоками, приборами, комплексом	Величина избыточной тепловой мощности, Q, Вт	Используемый тип НСОТР	Потребный расход охладителя, GOX, кг/с.	Температура охлаждаемой облицовки ТСП, T°С (оценка сверху)
1	ТСП с системой энергоснабжения	600	жидкостная	0,3,	33,6
2	ТСП с бортовым ком-плексом управления	400	жидкостная	0,25	40,6
3	ТСП с бортовой аппаратурой управления	200	жидкостная	0,125	27
4	ТСП с радиотехническим комплексом	9500	жидкостная	2×0,5	74,6 (период. отключение)
5	ТСП блока автоматики бортового комплекса №1	100	жидкостная	0,1	20
6	ТСП блока автоматики бортового комплекса № 2	100	жидкостная	0,1	19
7	ТСП блока автоматики бортового комплекса № 3	200	жидкостная	0,125	27
8	ТСП двигательной установки управления №1	–	НСОТР не используется		

№ п/п	Название ТСП с системами, блоками, приборами, комплексом	Величина избыточной тепловой мощности, Q, Вт	Используемый тип НСОТР	Потребный расход охладителя, ГОХ, кг/с.	Температура охлаждаемой облицовки ТСП, Т°С (оценка сверху)
9	ТСП двигательной установки управления №2	–	–, –		
10	Направленная антенна КА-диапазона	–	–, –		
11	Направленная антенна X-диапазона	–	–, –		
12	Платформа прецизионных приборов	50	Воздушная	0,06	19

По техзаданию жидкость, циркулирующая в термостате, должна оставаться работоспособной в интервале $T_{\text{раб}} = -20^{\circ}\text{C} \dots +30^{\circ}\text{C} = (253 \dots 303)\text{K}$. По этой причине выбрали кремнийорганическую жидкость ПМС-1,5Р (разработка РФ), рабочий интервал которой $T_{\text{раб}} = 100^{\circ}\text{C} \dots +100^{\circ}\text{C} = (173 \dots 373)\text{K}$. Эта жидкость использовалась в ОАО «ОРКК «Энергия», НПО им. С.А. Лавочкина, ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», орбитальной станции «Мир» и др. В работе для охладителя ПМС-1,5Р в интервале температур $(-80 \dots +100)^{\circ}\text{C}$ были построены зависимости теплоемкости $c_{\text{ох}} = f(T_{\text{ох}})$, плотности $\rho_{\text{ох}} = f(T_{\text{ох}})$, теплопроводности $\lambda_{\text{ох}} = f(T_{\text{ох}})$ и вязкости $\eta_{\text{ох}} = f(T_{\text{ох}})$. Расчет коэффициента теплопередачи был проведен по известной формуле [2]: $\alpha_{\text{ох}} = 0,023 (\alpha_{\text{ох}} \times w_{\text{OX}})^{0,8} / d_{\text{г.ох}}^{0,2} \times k_{\text{ох}}$, где $k_{\text{ох}} = \lambda_{\text{ох}}^{0,6} \times c_{\text{ох}}^{0,4} / \eta_{\text{ох}}^{0,4}$; здесь $w_{\text{ох}}$ - скорость охладителя в цилиндрическом коллекторе-радиаторе с лапками (типа тепловой трубы), $d_{\text{г.ох}}$ – гидравлический диаметр коллектора-радиатора с лапками. В качестве термостатов были выбраны два перенастраиваемых, с блоком электронного управления немецких прибора «Integral T-10000». Технические данные этого прибора приведены в таблице 2.

Таблица 2– Технические данные термостата «Integral T10000»

№ п/п	Технические данные	Значение параметра
1	Диапазон рабочих температур	$-30^{\circ}\text{C} \dots 120^{\circ}\text{C}$
2	Диапазон температуры окружающей среды	$5^{\circ}\text{C} \dots 40^{\circ}\text{C}$
3	Стабильность температуры	$\pm 0,3^{\circ}\text{C}$
4	Мощность нагревателя	9,0 кВа
	Мощность охлаждения при:	
5	20°С	10, 0 кВа
6	10°С	9,0 кВа
7	0°С	7,3 кВа
8	-10°С	5,1 кВа
9	-20°С	3,0 кВа
10	-30°С	1,2 кВа

№ п/п	Технические данные	Значение параметра
11	Напорный насос:	
12	Максимальное давление насоса	6,0 бар (1бар=1,0197 кг/см ²)
13	Максимальный поток	60 л/мин (1 л/с)

Использование при электрических испытаниях КА «N» наземной воздушной и жидкостной с термостатами «Integral T-10000» системы обеспечения температурных режимов (НСОТР) позволяет провести в полном объеме отработку данного космического аппарата в режиме «do not stop», однако для ТСП с радиотехническим комплексом потребуется режим «включение – выключение».

Список литературы

1. Москатиньев И.В., Тулин Д.В., Шабарчин А.Ф., Привезенцев А.Ф., Иванов Н.Н. Экономичная редуционно-эжекторная НСОТР для космических аппаратов. // Вестник НПО им.С.А.Лавочкина. 2016. №1. С.7-14.
2. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение. 1980. 533с.

ИНТЕРЕСНОЕ СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ ФОБОСОХОДА И «ФИЛЫ» (КОСМИЧЕСКИЕ ПРОЕКТЫ «Ф-56» И «РОЗЕТТА»)

А.Ф. Батанов¹, Ю.А. Хаханов²

yury@hahanov.ru

¹СКТБ

²РАКЦ

Задача посадки космических аппаратов на поверхность малых тел: спутников планет, комет, астероидов и других небесных тел приобрела особую актуальность в связи с работами над проектом «Борьба с астероидной опасностью». Опыт, который был приобретен по советскому проекту «Ф-86» и международному проекту «Розетта» представляет большой интерес для разработчиков, так как в обоих случаях одной из самых главных научно-технических задач является обеспечение надежной посадки на поверхность. Уникальность проекта «Ф-86» заключалась в новизне поставленных научных задач и технической реализации аппарата. Фантастичность присутствовала и в этом проекте НПО им. С.А. Лавочкина. Состав аппаратуры вызывает восхищение вновь созданными технологиями реализации фундаментальных задач.

В данном проекте (1986г.), который назывался «Многоцелевая экспедиция для исследования космического пространства, Марса, Фобоса и Солнца» участвовало 12 стран Европы и СССР. По плану экспедиции, на поверхность Фобоса - спутника Марса должны быть отправлены два зонда: самоходный аппарат СА ПрОП- ФП и долгоживущая автономная станция (ДАС). Они имели достаточно сложный алгоритм работы. В докладе подробно описан большой комплекс исследований СА ПрОП - ФП в процессе наземных испытаний с имитацией натуральных условий эксплуатации. Это весьма сложная научно-техническая задача, например, при массе СА - 40кг, натуральный вес должен быть - 20 грамм. (на Фобосе - сила тяжести 1/1000 - 1/2000g).

В имитируемых условиях эксплуатации необходимо было подтвердить все этапы функционирования (посадка, отделение успокоителя, разворот, пенетрирование грунта, отталкивание, полет, успокоение, разворот и т.д., всего несколько циклов).

В 2016 г. завершен международный проект «Розетта», который подробно описан в интернете. Космический аппарат «Розетта» запущен с космодрома Куру в марте 2004 г. к комете Чурюмова – Герасименко. 12 ноября 2014 года была запланирована посадка на комету спускаемого аппарата «Фила». Масса «Филы» - примерно 100 кг.

Притяжение кометы в 10 – (несколько сот) тысяч раз меньше земного. Согласно плану, надежное закрепление аппарата на комете должны были обеспечить сразу три независимые системы. Во-первых, это выстреливаемые гарпуны на двухметровых тросах. Во-вторых — прижимающий реактивный двигатель. В-третьих, специальные вкручивающиеся в поверхность винты. Увы, ни одна из систем не сработала... В результате удара «Филы» отскочил от поверхности, зависнув «в воздухе» на несколько часов, а при «посадке» «Филы» по разным данным несколько раз отскакивал от поверхности кометы. Ознакомившись весьма детально с результатами наземной отработки «Филы», его конструкцией, циклограммой посадки на комету и сравнивая их данные с теми серьезными трудностями, с которыми мы столкнулись при разработке метода посадки СА ПрОП - ФП на поверхность Фобоса и с учетом наших широких исследований по этой теме, можно с достаточной вероятностью утверждать, что метод посадки «Филы» на комету, вероятно был малонадежен. В принципе, это были вынуждены признать и сами разработчики зонда «Филы». Научно-техническим проблемам посадки на указанные поверхности и посвящен данный доклад.

ХОДОВЫЕ НАЗЕМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ПЕРВОГО В МИРЕ МИКРОМАРСОХОДА М-71 (ПРОЕКТ-МАРС-71)

Ю.А. Хаханов

yury@hahanov.ru

РАКЦ

В общем цикле наземных испытаний первого в мире автоматического подвижного аппарата - микромарсоход М-71 (Проект-Марс-71) его ходовые испытания имели принципиальное значение. Это было впервые, поэтому было необходимо придумать, обосновать и сформулировать их задачи, условия испытаний, критерии оценки, регистрируемые параметры. Идеология построения микромарсохода, его тип движителя, параметры грунта и рельефа, сила тяжести – все оказывает влияние на опорную и профильную проходимость, поэтому грамотно построенные испытания очень влияют на надежность работы изделия в условиях эксплуатации на другой планете.

В докладе впервые представлены материалы по оригинальным методам и методикам испытаний, а также оборудование, которое использовалось. Описаны наземные исследования образцов КДИ и ЛО микромарсохода.

Испытания проводились в имитируемых условиях марсианской силы тяжести, поэтому впервые подробно описано оригинальное разгружающее устройство для имитации. В предлагаемом докладе рассмотрены грунты и рельеф местности, которые использовались при проведении испытаний. Детально представлены результаты испытаний:

- энергопотребление микромарсохода при его движении на различных грунтах (кварцевый песок, аглопарит, пемза-крошка и др.);
- энергопотребление микромарсохода на различных режимах его движения на указанных грунтах (прямолинейное, поворот, подъем и спуск по склону кратера и др.);
- данные по оценке опорной и профильной проходимости;
- внешние характеристики следов от движителя на поверхности разных грунтов;

- проверялась работоспособность и эффективность логики управления микромарсоходом при объезде непреодолимых препятствий;
- выполнена оценка правильности предложенной общей логики работы аппарата;
- определены параметры критических углов микромарсохода по крену, дифференту и др.

Некоторые результаты были особенно интересны для последующей оценки и сравнительного анализа данных, полученных при наземных испытаниях и натурной эксплуатации, с целью расширения информации о параметрах грунтов, регистрируемых специальным пенетрометром, который был установлен на микромарсоходе. Необходимо отметить, что принципиально, метод опосредованного получения информации об объекте исследования с помощью разных порой неожиданных устройств, с другой целевой функцией был использован несколько раз и просто спас проекты. С одной стороны можно считать эти устройства как дублирующие, а с другой – это, конечно, остроумные научно-технические решения и пример таланта разработчиков достойного восхищения! [1]

Весьма обоснованно делается вывод о востребованности существующего опыта по разработке и наземным испытаниям автоматических самоходных космических аппаратов на поверхности Марса для разработчиков новых проектов.

Литература

1. Хаханов Ю. А. Первый микромарсоход и люди. (40 лет – пионерскому проекту) // Актуальные проблемы российской космонавтики. XXXVI Академические чтения по космонавтике. – М.; Комиссия РАН, 2012 г.

ВЕНЕРОХОД – СПОСОБ ПЕРЕДВИЖЕНИЯ И КОМПОНОВОЧНЫЕ РЕШЕНИЯ (НОВЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРЕДЛОЖЕНИЯ)

**А.Ф. Батанов¹, В.А. Воронцов²
Ю.А. Хаханов³**

uryu@hahanov.ru

¹СКТБ

²ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

³РАКЦ

Идея создания автоматического самоходного аппарата для передвижения по поверхности Венеры рассматривалась в 80-тых годах XX века как естественное продолжение исследований после триумфальной работы стационарных посадочных модулей космических аппаратов «Венера».

Первое определение условий среды на поверхности - «Венера-7,8». Первая панорама поверхности - «Венера-9,10». Первое определение физико-механических свойств поверхности - «Венера-13». «Венера-14». Была получена уникальная научная информация.

В предлагаемом докладе впервые будут представлены данные по одному из проектов - самоходное шасси (СШ) для венерохода. Изложена история создания СШ и некоторые результаты наземных испытаний его макетного образца.

На базе опыта разработки и создания самоходного автоматического шасси, а также с учетом анализа указанной выше схемы предлагается новое схемно-компоновочное решение малого венерохода.

Представлены: обоснование данной схемы, анализ типов движителей и способа движения. Проблема создания СШ венерохода особенно сложна из-за условий эксплуатации на Венере: давление ~100Ат., температура окружающей среды ~500° С, в

атмосфере содержание CO_2 около 90%, а также недостаточная освещенность (для применения солнечных батарей). На базе предыдущих исследований выявлена особенность Венеры – у поверхности есть воздушные потоки. На высоте около 1м от поверхности был обнаружен ветер со скоростью 0,5...1 м/с незначительно меняющийся от средней величины.

Авторы делают попытку разработать и обосновать новый оригинальный способ передвижения венерохода по поверхности. Предлагается план разработки и наземных испытаний ходового макетного образца.

ИМИТАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ ДЛЯ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ В УСЛОВИЯХ ИМИТИРУЕМОЙ УМЕНЬШЕННОЙ СИЛЫ ТЯЖЕСТИ И НЕВЕСОМОСТИ (ОПЫТ РАЗРАБОТКИ 1967-2017 Г., МОНОГРАФИЯ)

Ю.А. Хаханов

yury@hahanov.ru

РАКЦ

В соответствии с Программой обеспечения надежности (ПОН) при наземных испытаниях космических аппаратов, систем и устройств основополагающее значение имеет имитация условий эксплуатации, в частности, уменьшенной силы тяжести, невесомости, микрогравитации. Научно-техническим проблемам наземной имитации натурной силы тяжести и посвящена представляемая монография. В докладе рассматриваются главные темы, остановимся коротко на них.

1. Общие теоретические вопросы по имитации силового взаимодействия элементов различных узлов аппарата, а также, например, движителя с грунтом и рельефом поверхности.

2. Предложенная классификация имитационных комплексов:

- по степеням свободы, которые может реализовать объект испытаний (ОИ): одностепенные, трехстепенные, многостепенные;
- по способу реализации имитируемой силы тяжести: аэродинамические, гидро-невесомость, механические;
- по методу создания разгружающего усилия, по способу слежения за ОИ (пассивные, активные), принципу подведения усилий к ОИ (сосредоточенные, распределенные);
- по идеологии реализации: одноконтурные, двухконтурные.

3. Выбор метода имитации силы тяжести для объекта испытаний

Для каждого ОИ необходимо разработать критерии и провести выбор метода имитации натурной гравитации на основе анализа циклограммы функционирования ОИ.

4. Методика выбора расчетных параметров изделий для имитации при наземных испытаниях в условиях имитируемой силы тяжести.

5. Реализованные имитационные комплексы:

- 5.1. Имитатор лунной силы тяжести (Проекты Луноход-1 и Луноход-2);
- 5.2. Имитатор марсианской силы тяжести (Проекты М-71 и М-73);
- 5.3. Имитатор фобосианской силы тяжести (Проект Ф-86);
- 5.4. Имитатор марсианской силы тяжести (Проект Марс-96);
- 5.5. Имитатор микрогравитации (Платформа АПВП-Ф для МКС) и др.

В разделах впервые представлены принципиальные схемы каждого комплекса, информационное обеспечение, расчеты, характеристики, результаты тестовых испытаний.

Описаны наземные исследования образцов КДИ и ЛО космических изделий в составе комплексов, а также рассмотрен опыт по эксплуатации указанных комплексов и поставлены задачи по их развитию.

6. Мобильный имитационный комплекс для испытаний скоростных планетоходов
В разделе впервые описаны: принципиальная схема комплекса, состав, информационные подсистемы, расчеты, характеристики, результаты автономны и комплексных исследований.

В монографии впервые представлены многие научно-технические материалы по оригинальным методам и методикам испытаний, а также дополнительное оборудование, которое использовалось. Автор надеется, что накопленный и систематизированный опыт, впервые комплексно изложенный в монографии, может представлять интерес для разработчиков новых космических проектов.

ПЕРСПЕКТИВНЫЙ РОССИЙСКИЙ ПРОЕКТ «ЛАПЛАС-П» ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ПЛАНЕТНОЙ СИСТЕМЫ ЮПИТЕРА. ОСОБЕННОСТИ НАУЧНОЙ МИССИИ И СХЕМЫ ПОЛЕТА

М.Б. Мартынов, П.В. Меркулов leun@laspace.ru
И.В. Ломакин, А.Е. Шаханов, П.А. Вятлев
А.В. Симонов, Е.В. Леун, А.Ф. Насыров

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

В рамках российской перспективной научной миссии «Лаплас-П» во ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина» были разработаны два научно-исследовательских космических аппарата (КА): «Лаплас-П1» (КА ЛП1) и «Лаплас-П2» (КА ЛП2), предназначенных для дистанционных и контактных исследований планетной системы Юпитера и его естественно-го спутника Ганимеда. В состав КА ЛП1 и КА ЛП2 входят соответственно орбитальный и посадочный аппараты. Одной из целевых задач орбитального аппарата после прилёта к Ганимеду является картографирование его поверхности с орбиты искусственного спутника и сбор данных для выбора места посадки посадочного аппарата, который после посадки должен провести комплекс контактных исследований поверхности Ганимеда.

В статье показано, что новизна и отличительная особенность миссии обусловлены в значительной степени научными задачами, нацеленными, в первую очередь, на поиск следов жизни контактными исследованиями поверхности Ганимеда с помощью посадочного аппарата. Это влечет за собой существенное повышение требований к надежности конструкции, элементной базе и ко всем системам КА ЛП1, КА ЛП2 и соответственно орбитального и посадочного аппаратов после длительного (около 9 лет) межпланетного перелета от Земли к области дальнего космоса.

Также в статье описаны особенности схем полёта КА ЛП1 и КА ЛП2 на всех этапах – от старта с Земли до посадки на Ганимеде. Показывается преимущество старта КА ЛП1 и КА ЛП2 с космодрома Восточный, позволяющее обеспечить увеличение полезной нагрузки на 500 кг. Кроме того, представлены две возможные схемы выведения на отлетную траекторию, т.н. «короткая» и «длинная». Длительность первой составляет около 2 часов, а второй - около 4-5 часов, при этом преимущество последней является увеличение выводимой массы полезной нагрузки на ≈ 100 кг.

ПЕРСПЕКТИВНЫЙ РОССИЙСКИЙ ПРОЕКТ «ЛАПЛАС-П» ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ПЛАНЕТНОЙ СИСТЕМЫ ЮПИТЕРА. ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТНЫХ ОБЛИКОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

М.Б. Мартынов, П.В. Меркулов leun@laspace.ru
И.В. Ломакин, А.Е. Шаханов,
П.А. Вятлев, И.В. Платов, Е.В. Леун, А.Ф. Насыров

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

В статье представлены результаты выполнения перспективного российского проекта «Лаплас-П» во ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». В его рамках были созданы проектные облики двух научных космических аппаратов (КА): «Лаплас-П1» (КА ЛП1) и «Лаплас-П2» (КА ЛП2) для исследований планетной системы Юпитера и его спутника Ганимеда.

Научная миссия «Лаплас-П» нацелена в основном на исследования поверхности Ганимеда с поиском следов жизни на нём. В рамках проекта были разработаны проектные облики двух научных космических аппаратов (КА): «Лаплас-П1» (КА «ЛП1») и «Лаплас-П2» (КА «ЛП2»), включающие соответственно орбитальный и посадочный аппараты. После прилёта к Ганимеду орбитальный аппарат должен обеспечить сбор данных для выбора места посадки на нём посадочного аппарата для проведения им контактных исследований поверхности Ганимеда.

В статье представлены два варианта проектных обликов КА ЛП1 и КА ЛП2 с описанием особенностей наиболее важных их узлов: двигательной установки, антенно-фидерной системы, бортового радиокомплекса, системы электроснабжения.

Первый вариант проектных обликов КА ЛП1 и КА ЛП2 основан на использовании максимально числа элементов конструкции в виде отработанных, многократно испытанных для других научных миссий технических решений.

Разработка второго альтернативного вариант проектных обликов КА ЛП1 и КА ЛП2 обусловлена стремлением к уменьшению вероятности опрокидывания посадочного аппарата после посадки для выполнения одного из основных условий выполнения проекта в виде проведения контактных исследований. Во втором варианте проектных обликов

КА ЛП1 и КА ЛП2 эта цель было успешно достигнута, позволив уменьшить высоту центра масс посадочного аппарата, таким образом, уменьшив осевые центральные моменты инерции.

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОЛЕТА ПАРЫ КА В ЗАДАЧАХ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКОГО НАБЛЮДЕНИЯ ЗЕМНОГО РЕЛЬЕФА

А.Е. Евграфов
В.Г. Польш

eae@laspace.ru
polvad@laspace.ru

ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина»

В докладе рассматривается баллистическое и навигационное обеспечения обзора земной поверхности при радиолокационной съемке с синтезированием апертуры и использованием интерференционного приема сигналов, выполняемого на двух КА. Интерферометрический прием сигналов от объекта наблюдения производится парой приемников, разнесенных в пространстве и составляющих базу. Сравнение принятых

сигналов и знание геометрических характеристик базы позволяет определять трехмерные координаты элементарных площадок наблюдаемой поверхности.

Потребности практики в части качества и точности измерения этих координат приводят к необходимости предъявлять к системе база - наблюдаемый объект определенные требования и ограничения как по разному приемников, составляющих базу, так и по относительной геометрии расположения базы и наблюдаемого объекта

При космическом наблюдении такая база образуется парой космических аппаратов, совершающих согласованный и тесный полет по собственным, но близким орбитам. Поскольку каждый КА совершает полет по своей, занимаемой им и притом детерминированной, но эволюционирующей орбите, их пара в соответствии с текущим относительным расположением в пространстве составляет базу, размеры и ориентация которой относительно наблюдаемого участка местности будет неизбежно и непрерывно меняться в определенных пределах. Поэтому интерферометрический прием и сравнение сигналов приходится реализовать с учетом этого обстоятельства, которое может ограничивать получение требуемых качественных и количественных характеристик наблюдений.

В докладе рассматривается геометрия абсолютного и относительного движения двух КА, обращающихся на низковысотных некеплеровых орбитах и испытывающих характерные для таких орбит эволюции. Обсуждаются различные варианты баллистического построения космической съемки и их возможности. Даются оценки получаемых разбросов параметров базы для различных схем интерферометрического наблюдения с учетом существующих возможностей управления движением КА на НВО.

МЕТОДИКА РАЗРАБОТКИ ТРАЕКТОРИИ РБ «ФРЕГАТ» ПРИ КЛАСТЕРНЫХ ЗАПУСКАХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

И.М. Морской, А.В. Симонов

alex.simonov@laspace.ru

ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина»

В последнее время постоянно возрастает количество запусков, в процессе которых одновременно выводится несколько космических аппаратов (КА). При проектировании траектории для выведения одного КА обязательно учитываются требования по обеспечению его безопасного расхождения с разгонным блоком. Также необходимо выполнить ограничения по уровню загрязнения отделённого спутника продуктами работы как маршевого двигателя на последующих активных участках, так и двигательной системы ориентации и стабилизации РБ. В случае отделения нескольких КА на одной или пересекающихся орбитах дополнительно требуется обеспечить отсутствие опасных сближений и соударений отделённых объектов между собой.

Доклад посвящен разработке методики, позволяющей выполнить все указанные требования при кластерных запусках. В НПО им. С.А. Лавочкина накоплен значительный опыт в разработке и реализации одновременного выведения с помощью РБ «Фрегат» большого числа космических аппаратов. В 12 из 55 осуществлённых на настоящий момент запусков на целевые орбиты были выведены по 4 и более спутников. Сегодня разрабатываются траектории для одновременного выведения до почти 100 космических аппаратов.

СИСТЕМЫ ОПТИЧЕСКИХ ИЗЛУЧАТЕЛЕЙ В СОСТАВЕ СЛУЖЕБНОЙ АППАРАТУРЫ МИССИЙ «ЛУНА-25» И «ЛУНА-26»

А.В. Багров¹, В.А. Леонов¹ sysoev@laspace.ru
И.В. Москатиньев², А.С. Митькин², В.К. Сысоев²

¹Институт астрономии РАН

²ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Баллистическая точность определения места посадки космического аппарата на поверхность Луны недостаточна для точного определения точки прилунения относительно деталей рельефа. Разрешающей способности бортовых телевизионных камер на окололунных спутниках недостаточно для обнаружения ПМ на снимках лунной поверхности. Для решения задачи определения расположения ПМ после посадки будет использована система оптических маяков. Один маяк с полупроводниковым излучателем будет светить в зенит в моменты пролета над ним ИСЛ; мощность излучателя рассчитана так, чтобы свет маяка был в 5...10 раз ярче подстилающей поверхности, и он гарантированно был бы обнаружен на снимках. Снимок сразу покажет реальное положение станции на Луне. Излучение второго маяка будет направлено в сторону Земли. Его яркость будет достаточной для наблюдения в наземный телескоп с апертурой 60 см и более. Наблюдение положений второго маяка относительно звезд предполагается использовать для определения селеноцентрических координат ПМ и решения служебной задачи независимым от первого маяка методом определения его координат.

Перспективная задача применения оптических излучателей состоит в установлении каркаса селеноцентрической системы координат прецизионной точности, достаточной для проведения операций спуска в любую точку лунной поверхности. С помощью оптических маяков существующая точность селеноцентрических координат будет увеличена в 10...100 раз по сравнению с достигнутой к 2016 году. Работа оптического маяка на «Луне-25» позволит определить точное положение оси вращения Луны с точностью до 10 метров, что позволит определять широту деталей лунной поверхности с этой точностью. Для определения долготы расположение ПМ вблизи лунного полюса неблагоприятно. В миссии «Луна-26» на борту спутника предусмотрен излучатель, который будет освещать поле зрения бортовой телекамеры в моменты попадания в него точек с находящимися на Луне уголковыми отражателями. Световые точки на снимках от этих отражений будут использованы для долготных измерений и установления каркаса высокоточных селеноцентрических координат методом геодезического уравнивания проводимых измерений.

Направленный на Землю свет маяка будет также использован для точного наведения на ПМ зондирующего луча лазерного дальномера. Это позволит использовать более острую диаграмму направленности лазерного локатора и поднять точность измерения расстояния до ПМ до уровня первых единиц миллиметров. В совокупности с астрометрическими измерениями положения маяка лазерная локация позволит уточнить теорию движения Луны, что представляет большую важность, как для фундаментальных исследований, так и для космической навигации.

АНАЛИЗ СИСТЕМ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ТОРМОЖЕНИЯ МАЛЫХ И СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ЗАГРЯЗНЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

О.М. Алифанов², И.М. Нестерин¹

В.К. Сысоев¹, В.В. Терентьев² sysoev@laspace.ru

В.С. Финченко¹, С.О. Фирсюк², А.Д. Юдин¹

¹ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

²Московский авиационный институт

Анализ тенденций развития космических запусков в мире показывает что:

- учитывая небольшие затраты времени и средств на создание и запуск (~70 тыс.\$), производство малых и сверхмалых КА массой до 10 кг и на высоты не более 1000 км получит дальнейшее развитие;
- с учетом относительно небольшого периода активного существования данных спутников (1-2 года) вопрос необходимости их увода с орбит и дальнейшего предотвращения загрязнения околоземного пространства будет актуальным;
- в национальных космических агентствах тема разработки мер способствующих очистке космического пространства постоянно обсуждается, и прорабатываются вопросы проведения регулирования и введения стандартов в данной области.

Анализ научно-технических и технологических предпосылок создания систем удаления КА прекративших свою работу, основывается на следующем:

- использование пассивных средств торможения для изменения орбиты нефункциональных КА теоретически обоснована и экспериментально подтверждена рядом работ ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» и МАИ;
- технически идея может быть реализована на основе создания малогабаритной (0,3-0,4л) недорогой (6-8 тыс.\$) автономной системы, состоящей из блока системы управления и блока с раскрывающимися надувными тонкопленочными баллонами;
- технологические возможности разработки и мелкосерийного производства такой системы.

Технико-экономический анализ основывается на ранее проводимых в наших организациях разработках и изготовлении тормозных надувных космических устройств. Применение этой системы предполагает:

- учитывая большое распространение спутников стандарта Кубсат, целесообразна разработка базового варианта – унифицированного блока под стандарт 1U с возможностью их применения для КА различной размерности (2U, 3U и т.д.).
- с учетом дальнейшего распространения малых и сверхмалых КА, в том числе развития научно-образовательных спутников в нашей стране и за рубежом, следует предполагать, что ежегодное среднее количество запуском будет составлять 30-50 единиц.



ПРОИЗВОДСТВО КОНСТРУКЦИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СУБЛИМИРУЮЩЕГО ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ ДЛЯ РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Г.П.Швецов¹
В.А.Романенков¹
П.В.Круглов²

shvetsov.g@gmail.com
Vladimir.Romanenkov@rsce.ru
kruglov@sm.bmstu.ru

¹ЗАО ЗЭМ РКК «Энергия»

²Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)

В ракетно-космической технике теплозащитные покрытия используются для обеспечения надежного функционирования конструкции в заданном диапазоне температур. Одним из методов реализации теплозащитных функций является абляционный, основанный на разрушении теплозащитного покрытия с одновременным теплоотводом. ЗАО ЗЭМ «РКК Энергия» имеет значительный опыт по использованию теплозащитных материалов и является одним из ведущих предприятий страны в этой области [1]. На предприятии в настоящее время проводятся работы по созданию новых перспективных космических кораблей для пилотируемых межпланетных полетов, для которых тепловая защита является одной из основных составляющих частей конструкции. При проектировании технологии сборки конструкций ракетно-космической техники, вследствие многовариантности технологии, необходимо учитывать физико-механические свойства отдельных элементов конструкции [2]. Поэтому представляет интерес получение количественных оценок основных физических, механических, технологических свойств таких покрытий.

В данной работе представлены результаты экспериментов, в которых определяются механические характеристики фторлона – предел прочности, предельное удлинение. По результатам экспериментов построены зависимости напряжений и деформаций. Получены значения предела прочности 23,1 МПа, предельное удлинение 57,5%. Следует отметить значительные удлинения образцов, что характеризует пластичность фторлона. Вместе с тем, прочность материала оказалась выше предполагаемых расчетных значений.

Данные результаты будут полезны при технологической подготовке производства теплозащитных покрытий ракетно-космической техники.

Литература.

1. Тарасов В.А., Романенков В.А., Комков М.А. Технологические основы снижения длительности цикла и повышения безопасности изготовления тепловой защиты спускаемых космических аппаратов. Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2014. - № 8. - С. 35 – 43.
2. Круглов П.В., Тарасов В.А., Болотина И.А. Метод формирования совокупности допустимых вариантов сборки изделий на основе применения ориентированных гиперграфов. Наука и образование: Научное издание МГТУ им.Н.Э.Баумана. 2012. №2.

КОМПЛЕКСНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ОРГАНИЗАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ВХОДНОГО КОНТРОЛЯ НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ

В.А. Романенков¹

Vladimir.Romanenkov@rsce.ru

В.А. Тарасов¹, Е.И. Романенкова¹

О.И. Золотарева², М.Р. Гуськова²

¹ЗАО «ЗЭМ» РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

²Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)

В деле обеспечения качества ракетно-космической техники, которое имеет важное значение при реализации программы пилотируемой космонавтики, решающую роль играют стабильность технологических процессов и свойств исходных материалов. Особое значение вопросы стабильности приобретают в процессах изготовления композитных конструкций, использующих широкую элементную базу материалов. Не стабильность свойств волокнистых наполнителей и связующих, как следует из работ [1,2], снижает вероятностные показатели свойств изделий. Так при изготовлении теплозащиты таким свойством является вязкость связующего.

В связи с участвовавшими случаями перепрофилирования деятельности предприятий-поставщиков, изменениями в технологии производства материалов для предотвращения запуска в производство материалов, не соответствующих установленным требованиям, а также для подтверждения качества продукции поставщиков на предприятии создана система трехступенчатого входного контроля покупного сырья, материалов и полуфабрикатов, которая опирается на стандарты: ГОСТ 24297-87. Входной контроль продукции. Основные положения; ОСТ 92-0903-78. Материалы неметаллические теплозащитного и конструкционного назначения. Методы определения технологических и физико-химических характеристик.

Система контроля включает документальный, инструментальный и технологический этапы.

Документальный этап включает проверку наличия сопроводительной документации, удостоверяющей качество и комплектность продукции. Инструментальный этап заключается в контроле отбора выборок или проб и их передаче на проведение испытаний на соответствие параметров, определенных НТД на материал, в установленном порядке. Технологический этап состоит в проведении контроля качества по технологическому процессу на изделиях и образцах-свидетелях.

Предложенный подход позволяет не только принять решение относительно того, принять или забраковать партию продукции, но и знать фактический уровень несоответствия полученных параметров заявленным. В свою очередь, накопление статистических данных о фактическом уровне качества материалов, сырья и полуфабрикатов позволяет разрабатывать предложения по повышению качества и, при необходимости, пересматривать требования НТД на продукцию.

Литература.

1. Тарасов В.А., Комков М.А., Романенков В.А. Технологические основы снижения длительности цикла и повышения безопасности изготовления тепловой защиты спускаемых космических аппаратов//Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. - 2014. № 8. С. 35-43.
2. Тарасов В.А., Беляков Е.В. Математическое моделирование процесса неизотермического отверждения полимерных композитных конструкций РКТ//Вестник

Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана.
Серия: Машиностроение. 2011. № 1. С. 113-120.

МЕТОДИЧЕСКИЕ ВОПРОСЫ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ПРОЦЕССА ПРОПИТКИ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ

В.А. Романенков¹

Vladimir.Romanenkov@rsce.ru

А.М. Ильина¹, Д.В. Евсеев¹

Б.П. Парфюмов², В.А.Тарасов²

¹АО РКК «Энергия» имени С.П. Королева

²Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)

Тепловая защита (ТЗ) космических кораблей и экипажа при их возвращении на Землю является основной проблемой развития пилотируемой космонавтики. Давление и температура на поверхности спускаемого космического аппарата при вхождении в плотные слои атмосферы, а также длительность этого воздействия оказываются достаточной для деструкции любого из известных материалов.

Одним из путей обеспечения тепловой защиты является применение материала абляционного типа. Волокнистый наполнитель представляет собой пакет сшитых по толщине заготовок из тканей на основе асбестовых, базальтовых, кварцевых или каолиновых волокон. Выбранное фенолформальдегидное связующее при высокой температуре подвергается разложению с образованием летучих продуктов распада и обугленного остатка (кокса), что способствует интенсификации теплового излучения в соответствии с законом Стефана-Больцмана. Периферийный “жертвенный” слой ТЗ в виде газообразной, жидкой и твердой фаз отделяется от сохраняющего прочность раскалённого кокса слоя и уносится набегающим потоком атмосферного воздуха.

Представленная работа интенсификации процесса пропитки связующим пакета сшитых по толщине заготовок из тканей при изготовлении теплозащиты космических кораблей. Обоснована необходимость многократной пропитки связующем тканой заготовки теплозащитного покрытия спускаемых космических аппаратов. На основе подхода, предложенного в работе [1] с учетом реологии связующего [2], разработана методика оценки длительности цикла пропитки ТЗ связующим, который учитывает пористость полуфабриката, вязкость связующего, перепад давления на входе и выходе тракта пропитки и эффективный диаметр волокон наполнителя.

Экспериментально показано, что возможно сокращение длительности пропитки на порядок за счет изменения принципиальной схемы пропитки.

Литература.

1. Тарасов В.А. Методы анализа в технологии машиностроения. Аналитическое моделирование динамических процессов обработки материалов: Учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1996. – 187 с., ил.
2. Тарасов В.А., Беляков Е.В. Математическое моделирование процесса неизотермического отверждения полимерных композитных конструкций РКТ//Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. 2011. № 1. С. 113-120.

ПРИЧИНЫ СНИЖЕНИЯ СТАБИЛЬНОСТИ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ СВОЙСТВ КЛЕЯ К-300-61

В.А. Романенков
М.Ю. Карпова

Vladimir.Romanenkov@rsce.ru

ЗАО «ЗЭМ» РКК «Энергия» им. С.П. Королева

В процессе изготовления изделий ракетно-космической техники широко используется эпоксидный термостойкий клей холодного отверждения К-300-61, предназначенный для склеивания металлов и неметаллических материалов, для заделки зазоров, с температурами эксплуатации до 300°С.

Целью работы является установление влияния на механические свойства клеевого соединения и технологичность клея различных факторов, таких как: способ подготовки поверхности, тип и материал образца, количественный состав клеевой композиции, свойства и производитель исходных компонентов.

По результатам проведенных исследований установлено:

1. нестабильность физико-механических свойств клеевого соединения – в серии из 5-10 образцов разброс показателей относительно среднего достигал 35%;
2. изменение соотношения смолы и отвердителя (до 12 % отвердителя) не оказывает значительного влияния на прочность клеевого соединения;
3. прочность клеевого соединения зависит от конструктивных особенностей стандартных образцов, применяемых при испытаниях;
4. прочность клеевого соединения различна, при использовании эпоксидной смолы – основы клея разных производителей;
5. на прочность клеевого соединения влияет не только способ обработки поверхности образца, но и зернистость материала, используемого при струйной обработке;
6. причины снижения и нестабильности физико-механических свойств клеевых соединений, а также технологичности клеевой композиции связаны с изменением сырьевой базы при производстве компонентов клея.

Для обеспечения соответствующего уровня физико-механических свойств клеевых соединений разработан и применяется метод селективного отбора компонентов по свойствам и получения оптимальных композиций.

ОБ ОДНОМ СПОСОБЕ УПРАВЛЕНИЯ ТОЛЩИНОЙ СТЕНКИ ДЕТАЛИ, ПОЛУЧАЕМОЙ ФОРМОВКОЙ ИЗ ЛИСТОВОЙ ЗАГОТОВКИ

А.С. Чумадин
В.В. Шептунов

chumadinas@mati.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В летательных аппаратах широко применяются осесимметричные детали типа днищ, имеющие сферическую, коническую, эллиптическую и иную форму поверхности. Часто такие детали имеют постоянную толщину стенки по образующей (разнотолщинность обычно не должна превышать 10-15%).

Одним из способов изготовления деталей указанного класса является процесс формовки из листовой заготовки, однако данный процесс осуществляется с неравномерным утонением толщины стенки по образующей, что приводит к появлению раз-

нотолщинности. Особенно значимо этот дефект проявляется при больших степенях формоизменения заготовки, например, при штамповке с нагревом.

В работе предлагается управлять толщиной стенки получаемой детали путем использования заготовок с переменной толщиной стенки [1,2]. Проведенные исследования показали, что такие заготовки могут использоваться не только в процессах формовки деталей типа днищ, но и в процессах вытяжки, формовки-вытяжки и др. Возможно также использование заготовок с переменной толщиной в многопереходных процессах штамповки. Если в однопереходном процессе исходную заготовку необходимо дополнительно профилировать по толщине (увеличивая трудоемкость ее изготовления), то в многопереходном – нужное распределение толщины можно получить в процессе изготовления детали, подбирая в каждом конкретном случае требуемое число «правильных» переходов и операций.

В теоретическом плане была решена так называемая «обратная» задача с расчетом геометрических параметров исходной заготовки при заданных геометрических параметрах детали и режимов ведения процесса.

Предварительные экспериментальные исследования, проведенные на заготовках из алюминиевого сплава АМг6М, в целом подтверждают результаты теоретических расчетов.

Литература.

1. Чумадин А.С. Один из способов интенсификации процесса раздачи труб // Кузнечно-штамповочное производство, № 8. 1990. с. 29-30.
2. Бабурин М.А., Баскаков В.Д., Тарасов В.А., Зарубина О.В. Оценка предельной степени вытяжки цилиндрических деталей из переменных по толщине дисковых заготовок // Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением. 2015. № 1. С. 3-6.

ИЗГОТОВЛЕНИЕ ДЕТАЛЕЙ ТИПА ДНИЩ ПОСЛОЙНЫМ ДЕФОРМИРОВАНИЕМ

Д.А. Батулин
А.С. Чумадин

chumadinas@mati.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Детали типа днищ получают различными методами: вытяжкой, формовкой, ротационной обработкой и др. Каждый из этих методов требует определенное технологическое оснащение в виде штампов, оправок, роликов и т.д., что значительно увеличивает себестоимость изготовления таких деталей особенно в мелкосерийном, опытном и единичном производстве. Однако существует технология, которая может быть реализована практически без дорогостоящего технологического оснащения. Это так называемая технология послойного деформирования тонкостенных полуфабрикатов [1, 2], которая заключается в использовании специального давилника, перемещающегося относительно заготовки по заданной программе с использованием станков с ЧПУ.

В работе исследовалась возможность получения сферообразных деталей типа днищ методом послойного деформирования на фрезерном станке с ЧПУ модели МШ 2.2. Использовались листовые заготовки из материалов АМцМ и меди М1 толщиной 0,8 и 0,5 мм соответственно. Целью исследования являлось получение детали с минимальной разнотолщинностью и повышенной точностью обвода относительно ее теоретического контура путем определения оптимальной траектории движения давилника при обработке.

В ходе экспериментов исследовалась круговая траектория с последовательным углублением давилника от периферии к центру; траектория с радиальным перемещением через центр; круговая траектория с последовательным углублением давилника от центра к периферии, а также различные сочетания приведенных выше траекторий.

В результате экспериментальных исследований была установлена оптимальная последовательность обработки днищ, которая обеспечивала разнотолщинность не более $\pm 10\%$, а отклонение наружного контура менее 0,5% от их высоты.

Литература.

1. Батури́н Д.А. Хроника развития основных способов послойного деформирования//Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением. № 2. 2015. с. 43-48.
2. Чумадин А.С., Батури́н Д.А. Новое в листовой штамповке//Ритм машиностроения. № 1. 2016. с. 20-22.

ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНОЙ ТЕХНОЛОГИИ В ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКЕ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

В.Ю. Астапов
К.В. Дудков

vikas53@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В данной работе рассматриваются конструкция и технология изготовления аэродинамической модели космической головной части перспективной ракеты-носителя. По мере развития ракетостроения увеличиваются: мощность двигательных установок, стартовая масса, габаритные размеры, используются многоступенчатые ракеты-носители. В связи с этими факторами вопросы аэродинамики тесно переплетаются с задачами прочности, динамики полета, аэродинамического нагрева, вопросами стабилизации и управления. Несмотря на относительную простоту внешних обводов ракет-носителей, аэродинамические проблемы, возникающие при обтекании их воздушным потоком, во многих случаях оказываются сложными.

Внешняя форма ракеты-носителя в основном состоит из цилиндрических и конических поверхностей, но также имеется множество выступов и изгибов. При обтекании этих мест на больших скоростях сопровождается местными пиками повышенного давления. Местная нагрузка является важным фактором, который необходимо учитывать при проектировании элементов конструкции ракеты-носителя. Испытания в аэродинамических трубах необходимы для моделирования воздействия среды на движущиеся в ней тела. В случае с аэродинамическими испытаниями, без которых не обходится ни одно проектное подразделение, занимающееся ракетной техникой, полагаться только на вычислительную технику полностью нельзя. От корректности результатов полученных параметров зависит надежность изделия, его жизненный цикл и безотказность. Для организации «продувки» требуются: испытательный комплекс – аэродинамические трубы с изменяемыми скоростными потоками (числами Маха); модели, в мельчайших деталях повторяющие геометрию будущего изделия; измерительные комплексы для фиксации параметров получаемых при испытании модели и квалифицированный персонал, который сможет провести испытания и в дальнейшем обработать полученные данные/цифры.

В первую очередь, необходимо изготовление модели будущего изделия.

Это сложное изделие, которое проектируют, а затем изготавливают в соответствии с требованиями конкретного испытательного комплекса. К модели предъявляются очень жесткие требования по геометрическому подобию и качеству поверхности. Как следствие, требуется большое количество высококвалифицированных работников и прецизионное оборудование. Цикл изготовления может достигать нескольких месяцев.

Проанализировав перспективные технологические процессы, как альтернативный метода изготовления моделей был взят послойный принцип «выращивания» моделей. Аддитивные технологии, или технологии послойного синтеза, – сегодня одно из наиболее динамично развивающихся направлений «цифрового» производства. Термин «аддитивные технологии» (Additive Fabrication – AF, Additive Manufacturing – AM) означает изготовление изделия путем «добавления» материала, в отличие от традиционных технологий механической обработки.

Наибольший интерес для производства и изготовления современных изделий ракетно-космической техники представляет «печать» в металле. Печать в пластике на данный момент не адаптирована для изготовления штатных и летных изделий в силу недостаточно прочных конструктивных свойств пластификаторов, но представляет насущный интерес для конструкторов при разработке, компоновке и изготовлении конструкторских макетов вновь создаваемых деталей и сборочных единиц сложных изделий, состоящих из большого числа различных агрегатов и узлов, имеющих сложную геометрическую увязку, к которым относятся и аэродинамические модели.

Применение разработанной модели позволяет: повысить оперативность внесения изменений, уменьшить цикл изготовления, понизить себестоимость изготовления и создать новое коммерческое предложение на международном рынке космических услуг.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ФОРМООБРАЗОВАНИЯ ЛИСТОВЫХ АВИАЦИОННЫХ ДЕТАЛЕЙ ИМПУЛЬСНЫМ МАГНИТНЫМ ПОЛЕМ

**В.Ю. Астапов
М.С. Джоздани**

**vikas53@yandex.ru
sjozdani@gmail.com**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Деформирование импульсными методами обуславливается кратковременностью нагружения и большими скоростями деформирования по сравнению с традиционными методами обработки. При этом получают более высокую точность размеров и форм штампуемых деталей при незначительных затратах на оснастку и технологическую подготовку производства. К импульсным методам относится магнитно-импульсная обработка металлов, которая имеет дополнительные преимущества, связанные с возможностью точного дозирования деформирующих сил и отсутствием непосредственного контакта между инструментом и заготовками.

Детали со сложными поверхностями и сечениями профилей типа окантовок лючков и люков, жесткостей, обшивок, каркасов нашли довольно широкое применение в авиастроении. По форме они могут быть плоскими, иметь одинарную или двойную кривизну и различную форму профилей сечений переходных частей поверхностей. Толщина листа может составлять от 0,5 до 3,0 мм; габаритные размеры от 0,15х0,10 м до 1,0х1,0 м и более, применяемые для их изготовления в авиастроении материалы Д16, АМг3, АМг6 и другие.

В данной работе проводится определение влияния технологических параметров деформирования и параметров заготовок на характеристики локального напряжен-

но-деформированного состояния (НДС), скорости деформирования, конечную деформацию при изготовлении элементов жесткости. В качестве объекта исследования при плоской штамповке была выбрана окантовка с различными углами уклона боковых поверхностей с толщиной стенки 1 мм и глубиной формообразования 5...15 мм, материал заготовок – алюминиевые сплавы АМг6 и Д16. При моделировании учитываются соответствующие граничные условия симметрии. Для этого создавалась геометрическая трехмерная модель матрицы, заготовки и фиксирующего устройства по реальным размерам деталей. После обработки в программе CATIA v5 результаты импортируются в систему инженерного анализа ANSYS и служат основой для построения конечно-элементных моделей. Суммарное количество узлов составляет 5103, а суммарное количество элементов сетки для этой модели – 6270. Моделирование процесса штамповки выполняется при разных значениях давления импульсного магнитного поля с учетом геометрических параметров заготовок в системе ANSYS LS-DYNA.

Разработанная методика компьютерного моделирования процесса магнитно-импульсного деформирования позволяет при варьировании параметров процесса, механических свойств и геометрических размеров заготовок и технологической оснастки эффективно отработать формообразование листовой заготовки по матрицам с требуемыми формами поверхностей. Такое моделирование может использоваться на всех стадиях проектирования и освоения новых технологических процессов изготовления листовых окантовок в промышленном производстве.

Применение разработанной модели позволяет: повысить оперативность внесения изменений, уменьшить цикл изготовления, понизить себестоимость изготовления, определить оптимальные параметры магнитно-импульсного воздействия на заготовки, повысить качество изготовления листовых деталей магнитно-импульсной обработкой.

ПРИМЕНЕНИЕ МАГНИТНО-ИМПУЛЬСНОЙ СВАРКИ ТРУБЧАТЫХ КОНСТРУКЦИЙ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ НЕРАЗЪЕМНЫХ СОЕДИНЕНИЙ

**В.Ю.Астапов
П.Афшари**

vikas53@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Топливные и пневматические системы современных ЛА трудно представить без трубопроводов, емкостей для компонентов топлива, агрегатов автоматики, регулирующих их подачу. Автоматизация и механизация управления полетом широкофюзеляжных и среднемагистральных ЛА приводит ко все более широкому внедрению гидро- и пневмосистем. В настоящее время трубопроводные системы самолетов и вертолетов включают в себя несколько насосов, десятки агрегатов автоматики, насчитывают тысячи соединений трубчатых конструкций, при этом длина трубопроводов составляет сотни и более метров.

К соединениям трубопроводов предъявляют весьма жесткие требования: обеспечение высокой герметичности при всех условиях эксплуатации, высокую вибропрочность, минимальную массу, способность выдерживать заданное число циклов работы при сохранении высокой герметичности, технологичность изготовления и обеспечение взаимозаменяемости. Эти требования определяют прежде всего вид соединений трубопроводов и материал. При изготовлении конструкций новой техники или совершенствовании существующей технологии требуется тщательная отработка режимов технологических процессов, особенно при применении импульсных методов обработки материалов, одним из которых является магнитно-импульсная штамповка.

Магнитно-импульсная сварка осуществляется соударением соединяемых поверхностей под действием импульсного магнитного поля индуктора и наведенного им тока в заготовках. При соударении поверхностей удаляются из зоны контакта загрязнения и окисные пленки, формируется физический контакт, образуются металлические связи и возможно образование объемной зоны взаимодействия за счет диффузионных процессов. Подготовка заготовок под сварку может включать в себя механическую обработку щетками или шкуркой, химическую очистку свариваемых поверхностей, обезжиривание. С увеличением шероховатости поверхности прочность возрастает. Очистке поверхностей может предшествовать развальцовка или другой метод формообразования для придания концу заготовки нужной геометрии. Одним из вариантов повышения качества данного вида сварки является придание вращательного движения одной из соединяемых заготовок. Это позволяет улучшить удаление загрязнений и окисной пленки из зоны контакта и получить сварное соединение комбинированным способом: магнитно-импульсным деформированием с одновременной сваркой трением.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ УПРОЧНЕНИЯ МАТЕРИАЛА НА ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ЯЧЕЙСТЫХ ДЕТАЛЕЙ

Е.С. Шемонаева

shemonaevaes@mati.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Детали ячеистой формы в настоящее время широко используются при производстве изделий авиационной и ракетно-космической техники. Форма ячейки таких деталей может быть самой разнообразной, от простой полусферической до сложной коробчатой или неосесимметричной. При изготовлении таких деталей наибольшее распространение получил способ формовки универсальным пуансоном (газ, жидкость) в жесткую матрицу (часто с нагревом). Основным дефектом, при изготовлении ячеистых деталей является разрушение листовой заготовки в донной области или в местах переходов стенки ячейки в дно.

Известно, что при пластическом деформировании механические свойства материала претерпевают значительные изменения. Поэтому для расчета геометрических параметров получаемых деталей, режимов формообразования, а также для предупреждения возможного разрушения эти свойства необходимо учитывать.

В работе исследуется влияние прочностных свойств материала на геометрические параметры получаемых ячеистых деталей при различных температурных и скоростных режимах формообразования.

Для проведения теоретических исследований была использована математическая модель [1], которая адаптировалась к различным режимам формообразования через уравнения состояния материала [2]. Для простоты ведения расчетов исследования проводились для ячеек, имеющих форму полусферы.

В результате была установлена зависимость упрочнения материала от режима формообразования. Кроме того, установлено в каких случаях упрочнение материала следует учитывать, а в каких случаях упрочнением материала можно пренебречь.

Литература.

1. Шемонаева Е.С. Особенности процесса формовки полуторовых деталей из листовых заготовок // Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением. 2015. №6. С. 6-10.
2. Чумадин А.С. Теория и расчеты процессов листовой штамповки (для инженеров). Второе издание – М: «Экспосервис «ВИП», 2014. – 216 стр.

О СПОСОБАХ КОНТРОЛЯ ТОЧНОСТИ ПРИ ОКОНЧАТЕЛЬНОЙ СБОРКЕ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Е.С. Шемонаева
Г.И. Аушкин

shemonaevaes@mati.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Точность поверхности внешнего обвода изделий ракетно-космической техники напрямую влияет на распределение аэродинамических сил в процессе полета. В связи с этим к взаимному расположению частей и агрегатов ракетно-космической техники предъявляются жесткие требования. Ракетно-космическая техника относится к крупногабаритным изделиям машиностроения, что накладывает особую специфику на процессы контроля параметров точности при окончательной сборке: потребность в специализированном оборудовании, оснастке, а также высококвалифицированном персонале.

В настоящее время при стыковке ракетных частей и агрегатов, а также при проверке положения ответственных рабочих частей для замеров и контроля точности необходимых параметров используются такие приборы, как нивелир с комплектом нивелировочных линеек, теодолит и квадрант. Работать с перечисленными приборами возможно только после прохождения специального обучения и, как правило, для выполнения замеров необходимо не менее двух человек. На выполнение работ по замерам перед стыковкой агрегатов одной ступени ракеты-носителя затрачивается порядка 100 нормо-часов, что соответствует одной рабочей неделе при работе бригады из трех человек.

Современное производство требует внедрения стандартных технологических процессов и унификации применяемых при измерении приборов. Это позволяет сократить разнообразие применяемых операций и получить однозначные результаты при измерении, что ведет к уменьшению временных и материальных затрат.

В качестве решения, удовлетворяющего требованиям современного производства при выполнении контрольных измерительных операций при окончательной сборке изделий ракетно-космической техники, можно использовать лазерный трекер. Этот многофункциональный измерительный прибор заменяет собой совокупность традиционных оптических приборов. Внедрение лазерного трекера возможно в уже существующее производство, причем его использование не влечет за собой внесения изменений в существующие технологические процессы изготовления агрегатов ракетно-космической техники и не требует замены сборочной оснастки.

В работе исследуется методика измерений требуемых точностных параметров при окончательной сборке ракет-носителей. Налаженный технологический процесс контроля точности с использованием лазерного трекера позволяет снизить трудоемкость измерительных операций перед стыковкой в 3 раза.

ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ПАРАБОЛИЧЕСКОЙ АНТЕННЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С МНОВВАРИАНТНОЙ СХЕМОЙ ПОДКРЕПЛЕНИЯ

Д. В. Сорокин
Л. А. Бабкина

L_babkina@mail.ru

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М.Ф. Решетнева

В работе решена задача создания многовариантной геометрической модели с ограничениями и взаимосвязями для выполнения параметрического анализа и оценки влияния местоположения точек крепления и силовой схемы на жесткость параболического зеркала антенны из композиционного материала (углеволокна).

Конструктивно, исходя из технологии изготовления, зеркало антенны толщиной t состоит из лепестков, соединенных друг с другом. Поверхность антенны внешним радиусом R и внутренним отверстием радиусом r формируется из N количества лепестков, при соединении которых образуются радиальные ребра подкрепления толщиной $2 \cdot t$ соответственно. Антенна может иметь n точек крепления, которые располагаются на кольцевом ребре радиусом r_1 . Местоположение и количество кольцевых ребер также варьируются.

Геометрическая модель антенны создавалась с применением САПР SolidWorks, где используются алгоритмы трехмерного твердотельного и поверхностного геометрического моделирования для создания конструктивной и расчетной моделей.

В результате параметрического анализа получены зависимости, позволяющие оценить влияние местоположения точек крепления силовой схемы на жесткость параболического зеркала антенны.

Выявлено, что за счет изменения положения точек крепления можно получить 12 % выигрыш в массе конструкций по сравнению с исходной конструкцией и увеличить жесткость на 5%.

Предложены конструктивные схемы подкрепления и технологические размеры лепестков и ребер параболической антенны.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, уникальный идентификатор проекта RFMEFI57414X0082.

ИЗГИБ СО СТЕСНЕНИЕМ БОРТОВ ЛИСТОВЫХ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ЭЛАСТИЧНЫМ ИНСТРУМЕНТОМ

В.К. Моисеев
А.А. Шаров, М.Н. Мантусов

moiseevvk@mail.ru

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва

Перспективным направлением совершенствования технологии формообразования листовых деталей летательных аппаратов эластичным инструментом является стеснённый изгиб бортов. По известным разработанным схемам штампуются прямоугольные и криволинейные в плане борта с уменьшенным радиусом сопряжения борта и стенки детали, с минимальным пружинением и увеличенной толщиной детали в зоне радиуса изгиба.

Проведённые экспериментальные исследования показали возможность сокращения радиусагиба с традиционно рекомендуемых в справочниках и отраслевых РТМ трёх толщин стенки до одной толщины и менее. Утолщение стенки детали в зоне радиусаизгиба может составлять до 20% вместо традиционного утонения, которое обычно допускается техническими условиями на деталь на величину до 20%. Угол пружинения сокращается в 1.5...2 раза по сравнению с обычной гибкой эластомерами и жёстким инструментом, точность угла изгиба увеличивается и соответствует техническим требованиям чертежа детали без дополнительной ручной доработки.

Теоретический анализ напряжённо-деформированного состояния очагагиба и компьютерное моделирование процесса осадки избыточной волны материала на радиус жёсткой оправки показывают наличие остаточных напряжений сжатия волокон наружной поверхности детали в зоне изгиба.

Приведённые полученные данные позволяют утверждать, что в результате стеснённого изгиба эластомером увеличивается жёсткость деталей, их надёжность и долговечность. Кроме того, штамповка со стеснением улучшает точность деталей при сокращении и исключении ручных доводочных работ. Результаты исследований, позволяют рассчитывать технологические параметры и проектировать технологические процессы изготовления деталей.

ИССЛЕДОВАНИЕ ОЧАГА ПЛАСТИЧЕСКОЙ ДЕФОРМАЦИИ ПРИ РОТАЦИОННОЙ ВЫТЯЖКЕ КОНИЧЕСКИХ ДЕТАЛЕЙ МЕТОДОМ КООРДИНАТНОЙ СЕТКИ

Л.П. Логунов

chumadinas@mati.ru

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Москва

Рациональным способом изготовления конических деталей считается процесс ротационной вытяжки – процесс локального деформирования роликами листовой заготовки, закреплённой на вращающейся оправке. Однако теоретические исследования этого процесса, включая расчеты напряженно-деформированного состояния заготовки в локальном очаге деформации, возникающем при ротационной вытяжке, вызывают в настоящее время определенные трудности, поэтому в работе использовался экспериментальный метод исследования с помощью координатных сеток.

Этот метод исследования пластического течения металла заключается в том, что перед обработкой на поверхности образцов наносят пересекающиеся риски, образующие ячейки, чаще квадратной формы, а об особенностях пластического течения судят по изменениям формы ячеек и координатам узлов точек.

Исследования были проведены на заготовках из алюминиевого сплава АМг6М диаметром 200 мм и толщиной 2,4 мм. Специальные расчерченные образцы с размерами 54x4x2,4 мм запрессовывались в предварительно выполненную радиальную щель указанной выше заготовки. Давильный ролик имел рабочий радиус скругления 5 мм, а получаемая деталь - угол конусности 90°. Процесс деформирования осуществлялся как по закону «синуса», так и с переутонением стенки.

В результате проведенных измерений, связанных с изменением формы ячеек и последующих расчетов деформаций, было установлено, что традиционный процесс ротационной вытяжки является сложным и немонотонным процессом деформирования, причем во всем исследованном диапазоне формоизменения имеет место сочетание сдвиговых и изгибных деформаций. Важным результатом явилось также то, что было определено распределение накопленных деформаций по толщине заготовки.

При этом значения максимальной накопленной деформации отличаются от значения минимальной накопленной деформации до 25%.

Таким образом, проведенные исследования при ротационной вытяжке конических деталей, позволили уточнить деформируемое состояние заготовки в локальном очаге деформации, в том числе объяснить явление, которое заключается в отслоении металла в виде чешуек с поверхностного слоя детали при некоторых режимах обработки.

ИССЛЕДОВАНИЕ И ПЕРСПЕКТИВА ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОНСТРУКЦИОННОЙ КЕРАМИКИ НА ОСНОВЕ ОКСИДА АЛЮМИНИЯ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ МЕТЕОРОИДНОЙ ЗАЩИТЫ РКТ

**Д.Р. Мугла, А.Л. Галиновский
А.Р. Салахатдинова, А.С. Осипков**

a_galinovskiy@bmstu.ru

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)

Одним из перспективных материалов для изготовления средств метеороидной защиты является специальная конструкционная композиционная керамика (ККК), в частности на основе оксида алюминия. Важнейшей задачей для ракетно-космической техники (РКТ) является снижение веса изделий. Поэтому актуальным является проведение исследований, связанных с созданием новых образцов ККК, обладающих малым весом, но одновременно высокой динамической стойкостью. Как показали предварительные исследования перспективным является применение наномодификаторов, обеспечивающих решение данной проблемы. Было установлено, что бемит может выступать одним из вариантов наномодификации при условии использования его в составе шихты в оптимальной концентрации.

Однако, в последнее время появилась целая совокупность новых наноматериалов, которые так же могут быть использованы в указанных целях. Этому вопросы посвящены последние исследования, проводимые на кафедре СМ-12 «Технологии ракетно-космического машиностроения» МГТУ им. Н.Э. Баумана. В частности, в настоящее время, изучается влияние наномодификаторов на эксплуатационные свойства оксидной керамики, таких как галлуазит, углеродистые нанотрубки, наноалмазы, бемит, нанопорошки металлов и др. Сравнительная оценка проводится по критерию повышения прочности, снижению веса и экономичности.

Оценка структуры происходит с помощью рентгена-компьютерной томографии и микроскопии. Поскольку керамика характеризуется сложностью контроля качества для оценки ее динамических характеристик применяется новая технология ультразвуковой диагностики, а также проводятся исследования по изучению возможностей применения неразрушающих методов контроля, основанных на анализе волн акустической эмиссии. Ультразвуковая диагностика заключается в воздействии на торцевой участок контролируемого (диагностируемого) объекта жидкостной высоконапорной струи, например, воды, оценки результатов этого воздействия: относительный унос массы в результате гидроэрозии, форма и размеры гидрокаверны и др.

ОБОСНОВАНИЕ МОДЕЛЬНОГО РЯДА УНИФИЦИРОВАННЫХ ШАР - БАЛЛОНОВ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

А.В. Бараев¹

tarasov_va@mail.ru

Р.В. Боярская², М.А. Комков²

¹ФГУП «НПО «Техномаш»

²Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)

Ракетно-космические силы России имеют широкий арсенал жидкостных ракетных систем и комплексов наземного, шахтного, подводного и воздушного базирования. Производство этих ракет осуществляется в мелкосерийном производстве, которое обладает рядом известных особенностей и недостатков. В соответствии с требованиями Указа президента РФ крайне важно унифицировать элементы конструкции ракетно-космической техники (РКТ) и организовать специализированные производства. Принципиально методы унификации в машиностроении известны и хорошо описаны. Однако применительно к ракетной технике это не должно привести к снижению эксплуатационных характеристик РКТ.

Представленная работа посвящена методике унификации шар – баллонов (ШБ), которые являются наиболее интересными представителями элементов конструкций летательных аппаратов. В качестве основы предложенной методики унификации выбраны результаты статистического анализа отечественного и зарубежного производства ШБ. Статистический ряд включал в себя более 60 типов ШБ отечественного и зарубежного производства.

Алгоритм использования методики включал 4-е этапа. На первом этапе производился предварительный анализ статистических данных о производимых ШБ, строилась гистограмма распределения моделей ШБ по разрядам шкалы запасенной энергии и устанавливалась частота использования разрядов в номенклатуре выпускаемых изделий. На втором этапе осуществлялся анализ технологий и определялась оптимальная ширина унифицированных разрядов, которая обеспечивала наилучшую экономику унификации. Для осуществления оценки экономической эффективности предложен подход, учитывающий опыт проектирования машиностроительных производств. На третьем этапе с учетом оптимальной ширины унифицированных разрядов найдены все значения искомого параметрического ряда.

В работе показано, что при проведении унификации количество используемых типоразмеров ШБ уменьшается в 2 раза. Установлено также, что в интервале энергий 6...10 МДж показатель интенсивности использования типоразмеров ШБ увеличивается в 4 раза. Поэтому создание специализированных производств для изготовления ШБ в этом интервале энергий особенно перспективно.

ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДИСКОВЫХ ЗАГОТОВОК ПЕРЕМЕННОЙ ТОЛЩИНЫ ДЛЯ КОМПАКТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

**П.В.Круглов
И.А.Болотина**

kruglov@sm.bmstu.ru

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)

Известно, что для проникания в твердые преграды используются кумулятивные заряды, формирующие «ударное ядро». В основе действия такого кумулятивного заряда лежит взаимодействие высокоскоростного компактного летательного аппарата, представляющего собой метаемую взрывчатый веществом металлическую облицовку, с преградой. В конструкции заряда такая облицовка имеет, как правило, сегментную форму. После инициирования шашки взрывчатого вещества облицовка обжимается и приобретает вид удлиненного тела. Для стабилизации ее полета рекомендуется формирование в хвостовой области аэродинамической юбки, имеющей переменный по толщине периодический профиль поперечного сечения. Создание такого профиля «ударного ядра» возможно различными способами, использующими модификации как облицовки, так и заряда взрывчатого вещества. В данной работе предлагается вариант технологии изготовления дисковой заготовки для сегментной облицовки кумулятивного заряда, позволяющий сформировать такую заготовку, в которой при уменьшении толщины заготовки от центра к периферии одновременно в окружном направлении образуется переменный по толщине периодический профиль.

Дисковая металлическая заготовка закрепляется в трехкулачковом патроне и выполняется подрезка торца диска с уменьшением толщины вдоль образующей заготовки от центра к периферии. Под действием сил закрепления дисковая заготовка деформируется и после обработки толщина в поперечном сечении имеет трехгранный периодический профиль. Проведены эксперименты по обработке дисковых заготовок при различных усилиях закрепления в приспособлении.

Таким образом, в работе показано, что при изготовлении металлических дисковых заготовок путем механической обработки возможно сформировать периодический профиль толщины в поперечном сечении заготовки при одновременном уменьшении толщины диска от центра к периферии. Получены зависимости толщины диска от усилия закрепления в приспособлении. После гармонического анализа толщины поперечного сечения определены значения амплитуд гармоник разнотолщинности в окружном направлении на разном расстоянии от центра дисковой заготовки.

ОПТИМИЗАЦИЯ УГЛА НАМОТКИ УГЛЕПЛАСТИКА НА МЕТАЛЛИЧЕСКИЙ ЛЕЙНЕР КРИОГЕННОГО ТРУБОПРОВОДА

**М.А. Комков
А.А. Кудрявцев**

**m_komkov@list.ru
cm12@sm.bmstu.ru**

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)

Применение криогенных топлив и все возрастающие рабочие параметры двигательных установок самолетов и жидкостных ракетных двигателей изделий РКТ требуют

создания легких и герметичных трубопроводов, работающих при высоких давлениях, нормальных и криогенных температурах [1].

Рассмотрено конструктивно-технологическое решение криогенного трубопровода, в котором с целью снижения массы и обеспечения высоких рабочих параметров двигательных установок, силовые оболочки прямолинейных участков трубопроводов изготовлены на основе ультратонкого металлического (X18H10T) лайнера и однонаправленного углепластика (нить УКН-5000 и связующее ЭДТ-10), намотанного в спиральном направлении. При этом металлическая законцовка фланца трубопровода с расширяющимся коническим хвостовиком, буртом и канавкой для охвата и разворота наматываемого углепластика, соединена с металлическим лайнером по торцу фланца аргоно-дуговой сваркой.

При захлаживании трубопровода от нормальной температуры (295 К) до криогенной, например, жидкого водорода, равной 20К становится не ясным выбор значения угла намотки углепластика на цилиндрическом участке. Из-за существенного различия в коэффициентах линейного термического расширения лайнер и намотанный углепластик будут иметь различные осевые деформации, приводящие к потере устойчивости и образованию радиальных складок в тонкостенной стальной оболочке.

Получены аналитические зависимости и расчетные формулы, определяющие углы намотки углепластика, обеспечивающие совместную работу слоев комбинированной оболочки в осевом направлении, при ее захлаживании и рабочем давлении. Цилиндрические образцы трубопроводов диаметром $d_y = 50$ мм, с толщиной металлического лайнера $h_m = 0,3$ мм и углепластикового слоя толщиной $h_k = 0,52$ мм, намотанного под углом $67,5^\circ$, прошли испытание внутренним давлением жидкости. Разрушение образцов водой при нормальной температуре произошло при $P_{раз} = 13,0$ МПа, а разрушение жидким азотом ($T_{ж} = -186^\circ\text{C}$) - при давлении $P_{раз} = 15,8$ МПа. Лайнер разрушился вдоль продольного шва, а углепластиковая оболочка полностью отошла от лайнера. Испытания на термоциклирование (захлаживание – отогрев) показали, что образования складок и гофров на тонкостенной металлической оболочке не происходит.

Литература.

1. Сабельников В.В., Комков М.А., Саморядов А.В. Технология склеивания элементов криогенного трубопровода. - Клеи. Герметики. Технологии. 2005. № 1. - С. 16-20.

ОПТИМИЗАЦИЯ МАССЫ ФЛАНЦЕВОГО СОЕДИНЕНИЯ КРИОГЕННОГО ТРУБОПРОВОДА ИЗ КОМБИНИРОВАННЫХ МАТЕРИАЛОВ

М.А. Комков
Д.А. Потапов

m_komkov@list.ru
cm12@sm.bmstu.ru

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)

В пневмо-гидросистемах летательных аппаратов, работающих на криогенных топливах [1], в частности, ракет-носителей (РН «Ангара»), разгонных блоках (12КРБ), а также в проектируемых самолетах (Ту-204) применяется большое количество трубопроводов, выполненных из алюминиевого сплава АМг-6, и имеющих излишне большую массу. Рассмотрено конструктивно-технологическое решение прямо-криволинейного криогенного трубопровода, в котором с целью снижения массы и обеспечения высоких рабочих параметров двигательных установок, силовые оболочки цилиндрических

и изогнутых участков трубопроводов изготовлены на основе ультратонкого металлического (X18H10T) лайнера и однонаправленного углепластика (нить УКН-5000 и связующее ЭДТ-10), намотанного в спиральном направлении.

Конструктивно законцовка фланца трубопровода выполнена в виде расширяющегося конического хвостовика с буртом и цилиндрической канавкой для охвата и разворота наматываемого углепластика. При этом металлический лайнер соединен с торцом фланца аргоно-дуговой сваркой (АДС), а сами трубопроводы соединяются между собой АДС по схеме «колокольчик». Проведена оптимизация массы фланцевого соединения с намотанным под углом к оси углепластиком и показано, что для трубопроводов малых диаметров наиболее перспективным является петлевое соединение типа «вмотанный фланец».

Масса хвостовика фланца складывается из массы металла и композитного материала и зависит от угла конусности хвостовика $9...11^\circ$, относительной высоты бурта и угла охвата фланца. Проектные расчеты показывают, что минимальное значение относительной массы металлокомпозитного хвостовика фланца достигается при значениях относительной высоты $0,03...0,05$ и составляет $0,05...0,07$ от длины трубопровода в 1 метр. При этом угол охвата наматываемых нитей за буртом фланца составлял $3,0...3,6$ радиана, но при намотке принимался кратным π , т.е. равным 180° .

В заключение отметим, что экспериментальные исследования соединения типа «вмотанный фланец», проведенные на модельных и натурных трубопроводах, показали его работоспособность вплоть до предельных нагрузок без повреждений в зоне концевой заделки.

Литература.

1. Буланов И.М., Комков М.А. Применение жестких полимерных пленок в криогенных топливных системах аэрокосмической техники //Вестник МГТУ. Машиностроение. - 1992. - №1. - С. 14-24.

СНИЖЕНИЕ ВЯЗКОСТИ ФОРМАЛЬДЕГИДНОГО СВЯЗУЮЩЕГО ЛБС-4 НА БАЗЕ ЕГО УЛЬТРАЗВУКОВОГО МОДИФИЦИРОВАНИЯ УГЛЕРОДНЫМИ НАНОТРУБКАМИ

А.А.Илюхина

А.А.Карягин

А.А.Кудрявцев

А.Н.Королев, В.А.Тарасов

opti156@yandex.ru

spartak595@mail.ru

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)

В настоящее время пропитка теплозащитных покрытий спускаемых космических аппаратов занимает длительное время, что замедляет и удорожает процесс их производства. Одним из способов сокращения длительности пропитки является снижение вязкости пропитываемого вещества. В работе [1] было показано, что ультразвуковое воздействие позволяет достичь кратковременного снижения вязкости формальдегидного связующего ЛБС-4 за счет нагрева последнего. Это может ускорить процесс пропитки. Однако снижение вязкости вещества происходит лишь на небольшое время. В работе [2] было показано, что при ультразвуковом диспергировании углеродных нанотрубок (УНТ) в полиэфирное связующее его вязкость также снижается.

Целью настоящей работы стала проверка влияния наномодифицирования на вязкость формальдегидного связующего и сравнение его с влиянием ультразвукового воздействия. В ходе экспериментов проводилось варьирование временем ультразвуку-

кового диспергирования, а концентрация УНТ была выбрана на уровне 0,02% масса УНТ от массы связующего. Были построены зависимости вязкости веществ, обработанных разными способами, от времени ультразвукового воздействия и времени релаксации связующего после ультразвукового диспергирования. Проведена оценка изменения скорости увеличения вязкости во времени.

Литература.

1. В. А. Тарасов, Р. В. Боярская, А. А. Илюхина, А. А. Карягин, А. А. Кудрявцев - Исследование перспектив ультразвуковой интенсификации процесса пропитки бакелитовым лаком ЛБС-4 пористых стеклопакетов - Все материалы. Энциклопедический справочник с Приложением «Комментарии к стандартам, ТУ, сертификатам» 2016 .- № 9 .- С. 10 – 14.
2. В. А. Тарасов, М. А. Комков, Н. А. Степанищев, В. А. Романенков, Р. В. Боярская- Модификация полиэфирного связующего углеродными нанотрубками методом ультразвукового диспергирования - Клеи. Герметики. Технологии. 2014.- № 8 .- С. 22 – 29.

ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПОВЫШЕНИЯ СКОРОСТИ РЕЗАНИЯ ПРИ ОБРАБОТКЕ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

**С.С. Корнеев
В.М. Корнеева**

corneev.serqei2014@yandex.ru

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)

Проблема применения деталей из полимерных композиционных материалов (ПКМ) теснейшим образом связана с вопросами их рациональной обработки. Несмотря на то, что изделия из ПКМ получают различными прогрессивными методами без снятия стружки (прессованием, намоткой и другими), необходимость в механической обработке изделий в технологических процессах сохраняется. Из-за особенностей структуры и свойств ПКМ их механическая обработка имеет ряд специфических особенностей по сравнению с обработкой металлов резанием. В отличие от металлов ПКМ обладают низкой теплостойкостью. Повышение температуры резания приводит к началу термодеструкции. Качество обработанной поверхности при этом ухудшается. Поэтому в настоящее время при назначении технологических режимов обработки температура термодеструкции является ограничением.

С увеличением скорости резания, с одной стороны, увеличивается температура резания, а с другой стороны, уменьшается время воздействия этой температуры, т.е. ограничивается степень термической деструкции. Поэтому увеличивая скорость резания и тем самым уменьшая время контакта инструмента с заготовкой, можно создать такие условия, когда выделившееся тепло не будет успевать проникать на значительную глубину в деталь, изготовленную из ПКМ.

Теоретическая оценка теплофизики обработки резанием ПКМ показала, что с увеличением скорости резания снижается воздействие температурного фактора на качество обработанной поверхности, в связи с тем, что при высоких скоростях резания, вызывающих увеличение температуры выше температуры термодеструкции, глубина слоя, на который оказывает влияние эта температура, составляет единицы микрометров.

Проведённые расчёты температурного поля обрабатываемой детали из стеклопластика показали, что использование сверхвысоких скоростей резания (свыше 100 м/с) открывает перспективы повышения производительности обработки резанием ПКМ при улучшении качества обработанной поверхности – снижении или даже отсутствия ворсистости.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ВЗРЫВНОГО КОМПАКТИРОВАНИЯ МЕДНЫХ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ЗАГОТОВОК

А.Л. Галиновский¹

В.И. Колпаков¹

В.В. Семашко²

Л.В. Судник², С.В. Чайкин²

s60672@mail.ru

galcomputer@mail.ru

se-maschko1601vlad@mail.ru

¹Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), Россия

²Государственное научное учреждение «Институт порошковой металлургии», Беларусь

Работа посвящена анализу возможности изготовления деталей анти-фрикционного назначения из металлокомпозитов на основе фторопласта методом взрывного компактирования. Подобные композиционные материалы нашли широкое применение в космической, атомной, химической, пищевой и других отраслях промышленности. Например, они используются для деталей механизмов ориентации солнечных батарей, манипуляторов типа «рука» на МКС, в системах раскрытия спутников и др. Их эффективность в условиях глубокого вакуума, воздействия высоких температур, ионизированного излучения обусловлена возможностью полного отказа от смазки. Актуально применение подобных материалов и в атомной промышленности, где длительная работа в условиях высоких температур (300...500° С) приводит к возгонке смазки и ее коксованию. Кроме того, в условиях повышенной радиации часто невозможно регламентное обслуживание (замены смазки и другие регламентные работы), вследствие радиоактивного заражения. В химической промышленности жесткие требования к чистоте механизмов, контактирующих с продуктами синтеза, в ряде случаев запрещают контакт даже с парами смазки.

В работе представлены постановка и результаты численного моделирования процесса взрывного компактирования медных цилиндрических заготовок, получаемых из металлофторопластовой смеси медного порошка ПМС-1 и фторопласта Ф-4 с разным процентным содержанием прессуемых компонентов. Анализируется влияние параметров конструктивных схем компактирования на характер развития процесса и конечную форму получаемой детали. Приводится сравнение с экспериментальными данными.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ШТАМПОВКИ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ЛИСТОВЫХ ЗАГОТОВОК МЕТОДОМ ВЫТЯЖКИ ПЛАСТИЧНЫМ МЕТАЛЛОМ

М.А. Бабурин¹, В.И. Колпаков¹
А.С. Марченко²
С.Г. Муля²

anastaciamarchenko@mail.ru
m_sergey@inbox.ru

¹Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)

²АО РКК «Энергия» им. С.П. Королева

Работа посвящена численному моделированию процесса листовой штамповки пластичным металлом в жесткие матрицы осесимметричных деталей летательных аппаратов в зависимости от относительной глубины штамповки или, другими словами, относительного прогиба детали. В качестве пластичного металла использовался свинец. (Под относительным прогибом здесь и далее понималось отношение высоты H к диаметру D основания детали). Необходимо отметить, что численное моделирование значительно упрощает анализ поведения заготовки и поведения пластичного металла в процессе штамповки при использовании конкретного оборудования, и, следовательно, уменьшает время на экспериментальную отладку технологического процесса.

В работе представлены постановка и результаты численного моделирования процесса штамповки осесимметричных деталей из алюминиевого сплава АМгб с использованием программного комплекса Ansys (модули Transient Structural и AutoDyn). Анализируется влияние скорости движения пуансона и коэффициента трения скольжения между контактирующими поверхностями заготовки и матрицы на характер развития процесса и конечную форму получаемой детали. Конкретные расчеты проводились для скоростей движения пуансона 5 мм/с, 20 мм/с, 100 мм/с, 1 м/с и 10 м/с. Числовые значения коэффициента трения (k) изменялись в диапазоне от 0,0 до 0,25. Кроме того, исследовалось влияние профиля пуансона на динамику развития процесса штамповки и конечную форму получаемой детали. Для этого в свинце над заготовкой задавалась полость разных размеров и разной конфигурации (цилиндрической, конической и сферической).

По результатам выполненного моделирования было установлено, что для формования деталей неглубокого прогиба скорость пуансона и силы трения скольжения не оказывают существенного влияния на разнотолщинность и конечную форму получаемой детали. Это говорит о том, что для этих целей можно использовать широкую номенклатуру кузнечно-прессового оборудования. Однако для деталей с высоким прогибом более значимым фактором является трение фланца заготовки о поверхность матрицы. Причем его значимость увеличивается с увеличением скорости перемещения пуансона. Полученные результаты сравниваются с экспериментальными данными и результатами расчетов по программе Marc.

РАЗРАБОТКА СБОРКИ ИЗЛУЧАЮЩИХ МОДУЛЕЙ АКТИВНОЙ ФАЗИРОВАННОЙ АНТЕННОЙ РЕШЕТКИ X-ДИАПАЗОНА В СОВРЕМЕННЫХ КОСМИЧЕСКИХ РАДИОКОМПЛЕКСАХ

А.А. Ляшенко¹

articoon@gmail.com

В.И. Колпаков², Г.В. Подлесная²

¹Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)

²ОАО «Корпорация «Комета»

Активная фазированная антенная решетка (АФАР), в том числе X-диапазона, является радиотехнической системой, где радиопередающее устройство и высокочастотный приемник интегрированы в единую антенную решетку в виде распределенной структуры. В этих структурах в качестве основных узлов используют активные приемо-передающие модули, которые представляют собой сложную многослойную конструкцию из композиционных материалов. В настоящее время разработка технологии сборки приемо-передающих модулей, как и всего радиоконкомплекса в целом, сопряжена с определенными трудностями, связанные с реализацией требований к используемым материалам, с учетом взаимного влияния друг на друга и с соблюдением геометрических параметров каждого отдельного слоя и всей конструкции в целом.

Исходя из выше изложенного, целью настоящей работы, является разработка технологии сборки излучающих модулей и всего радиоконкомплекса АФАР в целом, учитывающая все разнообразие требований, предъявляемых к геометрическим параметрам конструкции и физико-механическим характеристикам используемых материалов.

СОЗДАНИЕ ЗАРЯДОВ ДЛЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА С ПОМОЩЬЮ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

С.С. Курдов

ksylvestr@yandex.ru

В.Е.Заволокин, М.А.Комков

valdman8@mail.ru

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)

Создание твердотопливного заряда для РДТТ с максимальной кривизной профиля поперечного сечения обеспечило бы максимальную тягу РДТТ. Однако современные технологии производства твердотопливных зарядов РДТТ не позволяют реализовать сложные профили поперечного сечения зарядов из-за ограничения по геометрическим и структурным параметрам формируемого топлива, тем самым ограничивая возможности современной космонавтики.

Аддитивные технологии позволяют создавать изделия сложной криволинейной формы. Разработка 3D-принтера, способного напечатать твердотопливный заряд для РДТТ, позволила бы создавать различные РДТТ по энергетическим характеристикам в зависимости от конкретных задач, предъявляемых заказчиком.

Предложена идея создания новой технологии производства твердотопливных зарядов для РДТТ на основе аддитивных технологий с применением 3D-печати. Описаны основные положения, возможные проблемы на пути создания 3D-принтера для печати твердотопливных зарядов для РДТТ, и их решение. Дан концептуальный облик, а также дана блок-схема аппаратного обеспечения данного 3D-принтера. Рассмотрена

конкретная модель твердотопливных зарядов РДТТ для проведения экспериментальных работ при отработке технологии печати соответствующих зарядов. Предложены иные области применения данной технологии производства высокоэнергетических зарядов.

ОПИСАНИЕ УРОВНЕМЕРА ДЛЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАСХОДОМ ТОПЛИВА ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ЛИНИЙ

**С.С. Курдов¹
М.П.Ананьев²**

ksylvestr@yandex.ru

¹Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)

²ГКНПЦ им.М.В.Хруничева

Для современной космонавтики, помимо обеспечения надежности выведения полезной нагрузки на заданную орбиту, необходимым требованием является обеспечение минимизации топливно-энергетических затрат. Разработка точного, а главное, линейного уровнемера системы управления расходом топлива обеспечит решение части данной задачи. Постоянный точный контроль и управление расходом компонентов топлива позволят точнее синхронизировать, без потерь на компенсацию, опорожнение баков компонентов топлива, а также полностью избавиться от гарантийных запасов топлива в баках в момент их полной выработки, при неизменной стартовой массе самих компонентов топлива, тем самым улучшив энергетические характеристики ракето-носителя.

В данном случае применен особый физический подход к решению данной задачи, реализованный в использовании физических свойств оптического волокна и влияния локальной деформации кабеля на явление обратного рассеяния.

Для системы управления расходом топлива ЖРД предложен новый уровнемер, в основе которого лежит распределенный датчик контроля жидкости в топливном баке ракеты. Описывается концептуальный облик системы управления расходом топлива, позволяющей увеличить качественные показатели энергетических характеристик ЖРД. Рассмотрены существующие линейные системы слежения и контроля синхронизации расхода топлива жидкостных ракето-носителей. Описан выбор опто-волоконного кабеля для уровнемера. Дана блок-схема аппаратного обеспечения уровнемера. Проведен сравнительный анализ данного физического метода и гипотетического аналога уровнемера системы управления расходом топлива ЖРД.

СНИЖЕНИЕ ЭРОЗИОННОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ПРИ УЛЬТРАСТРУЙНОЙ ДИАГНОСТИКЕ

М.И. Абашин
А.Л. Галиновский
Н.В. Кислов

abashin@bmstu.ru
galcomputer@mail.ru
nik.kislov2012@yandex.ru

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)

Метод ультразвуковой диагностики (УСД) был разработан на кафедре Технологий ракетно-космического машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана, и в настоящее время активно развивается и совершенствуется. Данный метод основан на анализе результатов воздействия на поверхность материала высокоскоростной струи жидкости и позволяет оценивать довольно широкий спектр свойств материала, включая ряд физико-механических и эксплуатационных [1]. Однако, данный метод обладает рядом недостатков, в первую очередь, одним из которых является, повреждение объекта диагностирования, что существенно уменьшает область его возможного применения, в частности, оценки остаточного ресурса изделий, работающих в условиях знакопеременных нагрузок.

В связи с вышеизложенным, одним из приоритетных направлений совершенствования УСД является снижение уровня и масштаба эрозионного разрушения поверхности вследствие воздействия на исследуемый объект высокоскоростной струи воды.

Для решения данной задачи были проведены экспериментальные исследования, суть которых заключалась в реализации типовой процедуры УСД, но при уменьшающейся скорости относительного перемещения струйной головки по поверхности образца. Также регистрировалась амплитуда акустико-эмиссионного сигнала из зоны воздействия струи на мишень.

В результате анализа полученной зависимости амплитуды сигнала акустической эмиссии из зоны воздействия струи на образец от скорости относительного перемещения режущей головки, можно определить время начала интенсивного гидроэрозионного разрушения поверхностного слоя материала, из которого путем математических преобразований можно получить инкубационный период до начала уноса материала, который, в свою очередь, однозначно связан с поврежденностью образца.

Литература.

1. Абашин М.И. Ускоренное определение параметров качества поверхностного слоя материала изделий по результатам воздействия на него сверхзвуковой струи жидкости // автореферат дис. ... кандидата технических наук: 05.02.08, 05.02.11 / Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана. Москва, 2013

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГЕОМЕТРИИ НА УТОНЕНИЕ МАТЕРИАЛА ПРИ ПНЕВМОТЕРМИЧЕСКОЙ ФОРМОВКЕ КОРОБЧАТЫХ ДЕТАЛЕЙ

М.В. Ковалевич
А.В. Гончаров

Kovalevich_mv@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Пневмотермическая формовка – процесс формообразования листовой заготовки избыточным давлением газа при оптимальных температурно-скоростных условиях деформации, соответствующим проявлению у штампуемого сплава свойств сверхпластичности. Позволяет изготавливать детали сложной формы за один штамповый переход, при этом практически отсутствует упругая деформация после штамповки (пружинение).

При этом наблюдается значительное утонение материала. Это является фактором, значительно ограничивающим возможности технологии. Тем не менее, процесс нашел применение как в авиастроении, так и в других отраслях машиностроения.

Еще на стадии конструирования важно понять, применима ли данная технология для конкретной детали, какое утонение получит заготовка. Расчет утонения для деталей неосесимметричной формы аналитическими способами практически не представляется возможным. Моделировать деталь с применением МКЭ систем не всегда рационально. Более того, данный инструмент часто не доступен конструктору.

Ставится задача установить зависимости утонения материала от геометрических параметров детали. Для деталей коробчатой формы это высота и радиусы ребер. Зависимости определялись на основе анализа данных, полученных при моделировании типовых элементов с различным соотношением геометрических параметров.

Для моделирования использовалась система PAM-STAMP. Расчеты проводились относительно базовой точки, определенной по результатам предыдущих исследований.

Сделаны следующие общие выводы:

1. В первую очередь на толщину влияет высота формируемой детали
2. С увеличением высоты влияние радиусов уменьшается.
3. Вертикальные радиусы в большей степени влияют на утонение, чем горизонтальные.

Так же получен ряд зависимостей, позволяющих оценить утонение материала. Сформулированы задачи дальнейших исследований, в том числе определение общего для схожих процессов ПТФ параметра оптимизации.

СОПОСТАВЛЕНИЕ МЕТОДА УЛЬТРАСТРУЙНОЙ ДИАГНОСТИКИ НАНОСТРУКТУРИРОВАННЫХ ПОКРЫТИЙ С РЕЗУЛЬТАТАМИ ТРИБОЛОГИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ

А.А. Абашина

3876959@mail.ru

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)

В рамках исследования нового метода ультразвуковой диагностики параметров качества наноструктурированных покрытий, предложенного в МГТУ им. Н. Э. Баумана [1], проводилось его сопоставление с результатами трибологических испытаний. Для проведения эксперимента были подготовлены образцы из нержавеющей стали с по-

крытием из нитрида титана и алмазоподобным покрытием. Часть образцов была подвергнута усталостному нагружению.

Первоначально для образцов с алмазоподобным покрытием была определена его толщина, которая оценивалась с помощью конфокального микроскопа и составила 469 ± 53 нм.

Для определения износостойкости алмазоподобного покрытия оно истиралось на глубину, не превышающую его толщину. Для каждого образца были определены значения микротвёрдости, коэффициентов трения и износостойкости покрытия (износостойкость определялась по уносу массы покрытия) вблизи места наибольшего нагружения образцов.

По результатам экспериментов было установлено, что значения износостойкости ненагруженных образцов сопоставимо со значениями износостойкости нагруженных.

Алмазоподобные покрытия выдерживали время испытаний до 3,5 часов сухого трения при толщине покрытия порядка 400 нм и нагрузке 5 Н. Покрытие из нитрида титана оказалось менее износостойким (покрытие толщиной 2 мкм протирается до основы за 3 часа).

Наряду с этим изготовленные образцы были подвергнуты ультраструйному воздействию, после которого измерялась глубина образовавшейся гидрокаверны, наименьшее значение которой было зафиксировано на образце с алмазоподобным покрытием, прошедшем максимальное число циклов нагружения, что позволяет говорить о сопоставимости результатов ультраструйного воздействия и трибологических испытаний.

Литература.

1. Абашин М.И., Галиновский А.Л., Моисеев В.А., Осипков А.С., Проваторов А.С. К вопросу разработки научно-методической базы получения и диагностики наноструктурных покрытий / Наноинженерия. 2014. № 5 (35). С. 23-27.

ПРИМЕНЕНИЕ ГИДРОСТРУЙНОГО ИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКОГО СПОСОБА КОНТРОЛЯ РАЗМЕРОВ ИЗДЕЛИЙ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Е.В. Леун¹

leun@laspace.ru

Д.Н. Ероменок², В.К. Сысоев²

В.В. Шалай², Е.Е. Ломонова²,

А.Е. Шаханов³, П.А. Вятлев³

¹НПО им. С.А.Лавочкина

²Омский государственный технический университет

³Институт общей физики РАН

Гидроструйные технологии уже нашли свое применение в ракетно-космической технике [1]. Помимо этого в 2015 году был разработан гидроструйный интерферометрический способ контроля размеров изделий. В нем используется высокоскоростная струя жидкости в качестве т.н. «жидкого световода», которая, являясь частью оптического измерительного канала интерферометра перемещений и направляя оптическое излучение к изделию и обратно, позволяет определить координату поверхности изделия. В статье показано, что возможны одномодовый и многомодовый режимы передачи света, второй из которых более прост и доступен для реализации, позволяя использовать методы измерений на основе низкокогерентной интерферометрии [2].

Также перспективно использование этого способа с разными способами гидро- и гидроабразивной обработки изделий. Одна из подобных задач связана с повышением

эффективности гидрорезания с возможностью формирования сигнала обратной связи методом акустической эмиссии. Представляется, что данный гидроструйный интерферометрический способ контроля за счет гидравлического контакта с изделием снижает ограничения характерные для контактных акустических датчиков [3], связанных с потребностью механического контакта с изделием, низкой точностью измерений и узким частотным диапазоном.

Литература

1. В.А. Тарасов, А.Л. Галиновский. Проблемы и перспективы развития гидроструйных технологий в ракетно-космической технике. Инженерный журнал: наука и инновации, 2013, вып. 3. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/636.html>
2. Леун Е.В. Особенности построения перспективных лазерных способов активного контроля размеров изделий Мат-лы X Всероссийской научн. конф-ции памяти гл. констр-ра ПО «Полет» А.С. Клинышкова Омск, 2016, с.68-74.
3. Галиновский А.Л., Зосимов М.В., Моисеев В.А., Хафизов М.В. Повышение эффективности гидрорезания средствами акустической эмиссии Вестник КГУ им. Н.А.Некрасова, №6, 2014, с.59-62.

АНАЛИЗ ПРОЦЕССА ФОРМОВКИ ТОНКОСТЕННЫХ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ДЕТАЛЕЙ БОЧКООБРАЗНОЙ ФОРМЫ

А.Н. Епифанов
Е.Г. Демьяненко

pe4ura.pif@gmail.com

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

Широкое распространение тонкостенных осесимметричных деталей обусловлено постоянно нарастающим интересом к отечественному промышленному производству в авиастроении. Сложность производства сопряжена с большими трудозатратами и отладкой технологий изготовления, что оказывает существенное влияние на конечную стоимость продукции. Перспективным направлением создания ресурсосберегающих технологий является применение новых способов, обеспечивающих получение изделия с формой и размерами, приближающимися или соответствующими готовым изделиям, благодаря чему сокращается и число операций по механической обработке, и повышается коэффициент использования материала.

Предложена экспериментальная штамповая оснастка, основанная на процессе формовки, которая позволяет получить тонкостенную осесимметричную деталь бочкообразной формы с минимальной разнотолщинностью. Способ реализуется устройством, которое содержит под верхней плитой штампа раздвижные сектора, эластичный элемент верхний, эластичный элемент нижний, матрицу верхнюю и нижнюю, конус с направляющими пазами, опорное кольцо, установленные на плиту штампа. При движении верхней плиты компоновка штампа перемещается вниз. При этом происходит увеличение секторов по радиусу за счет их перемещения по конусу. Это является причиной давления на эластичные элементы, расположенных по торцам заготовки, деформирующихся идвигающихся одновременно на встречу друг другу, увеличивая в размерах наружный диаметр. Каждый эластичный элемент выполнен в виде конической оболочки переменной толщины.

Натуральный эксперимент является наиболее трудоемким и длительным этапом, часто предполагает использование дорогостоящего оборудования. Данная проблема решается использованием моделирования процессов формообразования. Для анали-

за предложенного способа деформирования и определения оптимальных технологических параметров процесса был использован программный продукт Pam-Stamp 2G (ESI Group). Заданы все необходимые параметры, условия и ограничения. Установлены наиболее значимые факторы при определении разнотолщинности детали. Прделанная работа доказала возможность получения равномерной толщины тонкостенных осесимметричных деталей бочкообразной формы способом формовки с помощью эластичной среды и разжимного секционного пуансона.

ОЦЕНКА ПРЕДЕЛЬНОГО КОЭФФИЦИЕНТА ВЫТЯЖКИ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ЗАГОТОВОК С ПЕРЕМЕННОЙ ТОЛЩИНОЙ

М.А. Бабурин, В.Д. Баскаков baskakov_vd@bmstu.ru
Н.В. Герасимов, О.В. Зарубина, С.А. Козлова

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Повышение предельного коэффициента вытяжки (ПКВ) осесимметричных деталей из листового металла важно для сокращения числа формообразующих операций в ракетно-космическом производстве. Одним из наиболее эффективных путей повышения ПКВ является применение листовых заготовок, толщина которых уменьшается в радиальном направлении от центральной части к краю. На практике нашли применения только заготовки с линейным законом изменения толщины. Однако до настоящего времени остается не определенным рациональный закон изменения толщины заготовки, обеспечивающий наибольшее увеличение ПКВ.

Для исследования влияния на ПКВ закона изменения толщины заготовки решалось дифференциальное уравнение равновесия фланца дисковой заготовки переменной толщины при вытяжке совместно с условием пластичности Треска-Сен-Венана и степенным законом изменения толщины фланца, в котором увеличение показателя степени повышало интенсивность утонения заготовки в области, прилегающей к перетяжному ребру матрицы. Получено решение уравнения равновесия в аналитическом виде, связывающем радиальные напряжения во фланце с его геометрическими параметрами. На основе этого решения разработаны зависимости для оценки ПКВ в момент начала процесса деформирования заготовки. Показано, что ПКВ не имеет ограничений и монотонно возрастает с увеличением показателя степени закона распределения толщины фланца.

Для учета влияния смещения фланца заготовки на ПКВ принято допущение о неизменности толщины заготовки при сокращении фланца. Установлено, что с ростом показателя степени в законе изменения толщины фланца ПКВ может снижаться. Разработаны рекомендации по рациональному закону распределения толщины фланца дисковой заготовки, обеспечивающие наибольшее повышение ПКВ по сравнению с заготовкой постоянной толщины.



НАУЧНО-МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ РЕАЛИЗАЦИИ НАУЧНО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА «РЯСКА» НА РС МКС С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ «СИСТЕМЫ ЛОКАЛЬНОГО ОСВЕЩЕНИЯ»

Левинских М.А.¹, Нефедова Е.Л.¹, Подольский И.Г.¹
Кузнецова Е.Е.², Петров С.В.², Сигналова О.Б.¹

¹Институт медико-биологических проблем РАН
²ООО НПП «БиоТехСис»

Ранее предложена серия образовательных экспериментов для демонстрации роста и развития в условиях космического полета высшего растения ряска – одного из возможных кандидатов фотоавтотрофного звена перспективных систем жизнеобеспечения человека. Образовательные эксперименты с ряской позволят изучить взаимодействия фототропических и гравитропических реакций, ориентирующих рост и развитие растений, в условиях наземной гравитации и в невесомости.

Целью настоящей работы являлось биотехнологическая отработка режимов культивирования растений ряска в емкостях макета устройства «Фаза» при освещении светодиодным осветителем, разрабатываемой научной аппаратуры (НА) «Система локального освещения» в рамках подготовки образовательных экспериментов в условиях космического полета на борту РС МКС.

Задачи исследования:

- Отработка примененных конструкционных материалов культивационных сосудов «Фаза» на совместимость с биологическими объектами;
- Отработка состава питательной среды и условий выращивания культур высших растений в культивационных сосудах для получения максимального роста и необходимой зрелости для возможности демонстрации;
- Отработка условий заправки питательной среды и растений;
- Отработка влияния спектра и выбор интенсивности освещения светодиодными осветителями.

В рамках выполнения научно-методического обеспечения реализации научно-образовательного КЭ «Ряска» на РС МКС с использованием НА «Система локального освещения» проведено два эксперимента по культивированию ряски.

В качестве объекта исследования при выполнении данной работы была использована лабораторная культура ряски малой (*Lemna minor*) – многолетнего водного растения рода Ряска семейства Ароидные. В природе ряска малая распространена во всех странах с умеренным климатом, растет в изобилии в стоячих водоемах и часто сплошь покрывает их поверхность.

Культивирование растений ряски проводили в экспериментальных сосудах объемом 125 мл. Интенсивность освещения, создаваемая НА «Система локального освещения» внутри экспериментального сосуда, составляла 2,5 мкмоль/м²с. Длительность экспериментов составляла 14 суток.

В результате исследований показано: Конструкционные материалы культивируемых сосудов совместимы с растениями ряски. Подтверждена возможность культивирования ряски в экспериментальных сосудах заданной конструкционной формы. Для выращивания ряски возможно использование питательной среды SIS, рекомендованной межгосударственным ГОСТом. При освещении светодиодами с различными спектральными характеристиками во всех сосудах наблюдался рост растений ряски, однако показатели этого роста существенным образом различались. Наибольший рост отмечен в сосуде, освещаемом светом красной области спектра, а наименьший в сосуде с освещением зеленым светом. Выращивание ряски в экспериментальных сосудах, предназначенных для использования в рамках научно-образовательного КЭ «Ряска» на РС МКС в течение 2-х недель возможно, интенсивность ее роста и развития позволяют проводить визуальные наблюдения.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ И ОСОБЕННОСТЕЙ СОЗДАНИЯ ЛУННЫХ ОРАНЖЕРЕЙ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЭКИПАЖЕЙ ПИЩЕЙ РАСТИТЕЛЬНОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ НА ОКОЛОЛУННОЙ ОРБИТЕ И НА ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ.

И.Г. Подольский, М.А. Левинских, В.Н. Сычев

ГНЦ РФ – Институт медико-биологических проблем РАН, Москва, Россия

Одной из важнейших научно-технических и медико-биологических проблем, связанных с освоением человечеством космического пространства является проблема создания и поддержания оптимальных условий жизнедеятельности человека на протяжении всего космического полета (КП) или пребывания на другой планете. На сегодняшний день созданы и эксплуатируются системы жизнеобеспечения (СЖО), которые позволяют человеку существовать длительное время внутри гермозамкнутого объема, в частности, на борту космической орбитальной станции. Эти СЖО могут функционировать только при наличии постоянной связи с биосферой Земли, так как они основаны на запасах веществ и длительность существования человека в них определяется объемом запасов или возможностью постоянного их пополнения. Принципиально СЖО экипажа космической орбитальной станции, которая находится вне биосферы на околоземной орбите, мало отличается от СЖО человека в любом гермозамкнутом объеме, находящемся непосредственно внутри биосферы Земли. Отличиями между этими СЖО являются конкретные технические и технологические решения, связанные со спецификой их эксплуатации. Настоящий этап развития пилотируемой космонавтики позволяет говорить не только о зрелой стадии этапа освоения ближнего Космоса, но и о зарождении нового этапа космической деятельности человека, связанной с расширением сферы пилотируемой космонавтики за пределами геостационарных орбит, с освоением Луны.

Создавая лунные оранжереи (ЛО) для долговременных лунных баз (ДЛБ), мы должны исходить из того, что ее функционирование будет осуществляться в экстремальных условиях (пониженный уровень гравитации, воздействие радиации различного спектра и различной природы, гипомагнитная среда), что потребует создания специальных технических устройств, позволяющих организмам, входящих в систему, эффективно функционировать.

Для использования высших растений в ЛО ДЛБ в условиях длительной изоляции от биосферы Земли необходимо разработать технологии длительного функционирования оранжерейных устройств, в условиях ограниченности совокупных ресурсов,

предназначенных для функционирования ЛО. С этой целью необходимо решить ряд задач, важной частью которых является создание технологий для интенсивного культивирования высших растений без снижения их продуктивности и пищевых свойств растительной биомассы. Основываясь на последних достижениях в области телекоммуникаций, ЛО должна разрабатываться, как программно-аппаратный комплекс, позволяющий удаленно, посредством сети Интернет или сотовых сетей осуществлять оперативный мониторинг и коррекцию процессов, происходящих в ЛО.

Решение этой задачи должно быть связано с широкой программой исследований в области гидромеханики, метрологии и биотехнологии. Важнейшую роль при этом играют реальные эксперименты в условиях КП. Основными интересами для рассматриваемой проблемы являются особенности движения воды в КС в условиях лунной гравитации, радиационная обстановка, гипомагнитная среда обитания растений. Для проектирования ЛО необходимо решить множество различных вопросов как технического плана, так и биологического. Прежде всего, необходимо установить характер космической миссии и ресурсообеспеченность, видовой состав посева растений, потенциал продуктивности каждой из предполагаемых культур, возможность длительной вегетации без замены блоков вегетации и др. С одной стороны, должны быть установлены значения, в пределах которых находятся выделяемые бортовые ресурсы для ЛО, такие как мощность энергопотребления, габаритные размеры, масса ЛО, водопотребление из запасов, трудозатраты экипажа и т.д. А с другой, необходимо учитывать и выделяемые ЛО в атмосферу потоки энергии и веществ как, например, выделение тепла, влаги, баланс кислорода и углекислого газа, выделение газообразных метаболитов, объем несъедобной биомассы и пр. Важно также иметь представление о взаимодействии растительного сообщества с атмосферой ДЛБ и живущей в нем микробиологической биоты. Должны быть получены статистически достоверные результаты по основным характеристикам (анатомическим, морфометрическим, цитологическим, эмбриологическим, химическим, биохимическим, генетическим) высших растений из разных таксономических групп, культивируемых в условиях ДЛБ в ряду поколений.

В рамках эксперимента «Растения» до настоящего времени выполняется один из этапов в этом направлении. Космическая оранжерея «ЛАДА» работала, с небольшими перерывами с октября 2002 по ноябрь 2011 года на РС МКС. В докладе рассмотрены и систематизированы статистические данные о научных исследованиях и экспериментах, проведенных в рамках эксперимента «Растения», приводятся некоторые значимые научные результаты. Обсуждаются проблемы и перспективы расширения программы научных исследований.

КРИОПЭГИ КАК МОДЕЛЬ СОХРАНЕНИЯ БИОЛОГИЧЕСКИХ СИСТЕМ НА ПЛАНЕТАХ И ТЕЛАХ КРИОГЕННОГО ТИПА

Спирина Е.В.

El.Spirina@gmail.com

Дурденко Е.В., Демидов Н.Э., Ривкина Е.М.

Институт физико-химических и биологических проблем почвоведения РАН, Пущино

Криопэги - изолированные в течение геологического времени отрицательнотемпературные линзы незамерзших грунтов или рассолов, являются замкнутыми экосистемами, которые в силу своей уникальности для микробиологических исследований могут быть поставлены в один ряд с подледниковым озером Восток, «черными курильщиками» и др. Среди объектов, приуроченных к зонам распространения Вечной мерзлоты, криопэги это единственные образования со свободной водой, характеризующиеся

постоянными отрицательными температурами, высокой соленостью, воздействием фоновой ионизирующей радиации вмещающих пород и изолированностью от воздействия внешних факторов.

Высказанное предположение о том, что криопэги – это единственно возможный вид свободной воды в мерзлых толщах Марса делает этот объект весьма важным еще и с точки зрения астробиологии. Уникальное галофильно-психротрофное сообщество микроорганизмов криопэгов может служить прототипом марсианской микробной жизни, способным пролить свет, как на проблемы возникновения, так и на изучение механизмов и адаптационных стратегий сохранения жизни на планетах криогенного типа. Исследования криопэгов, начатые Д.А. Гиличинским в начале 2000 г, показали, что в криопэгах сохранилось уникальное активное сообщество микроорганизмов, приспособленное к длительному существованию в условиях отрицательных температур и высокой солености. В криопэгах были обнаружены жизнеспособные аэробные и анаэробные гетеротрофные бактерии - сульфатредукторы, а также эукариоты – мицелиальные грибы. Многие из выделенных микроорганизмов представляли собой новые виды, а их более подробное изучение выявило способность синтезировать стабильные в широком диапазоне температур липазы и эстеразы, сохраняющих активность в том числе и при отрицательных температурах. Все это позволяет рассматривать криопэги в качестве концептуальной модели сохранения биологических систем на космических объектах.

Работа поддержана грантом РФФИ № 15-04-07772 «Криопэги как уникальные древние экосистемы вечной мерзлоты: экологическая значимость и биотехнологический потенциал».

ВЛИЯНИЕ ЭЛЕКТРОАКТИВИРОВАННЫХ ВОДНЫХ РАСТВОРОВ НА ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТЬ ПРОСТЕЙШИХ ПОСЛЕ 45-СУТОЧНОГО ОРБИТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

**М.Н. Фуфлыгина, А.С. Бурцева
Д.А. Атякшин**

burtseva-alex@rambler.ru

ФГБОУ ВО ВГМУ им.Н.Н.Бурденко Минздрава России

Целью проведенной работы стало изучение свойств антисептического вещества – анолита в условиях космического полета. Исследование проводилось на простейших видах *Stylonichia Mytilus*, *Paramecium caudatum*, находившихся в пробирках с различными разведениями жидкости с положительным ОВП. Пересев простейших производился в пробирки из расчета 1 мл культуры в 9 мл раствора. Изначально были подготовлены 2 группы пробирок, контрольная - находившаяся на Земле, и экспериментальная - размещенная на борту космического аппарата «Фотон-М» №4. В этих пробирках использовались различные разведения анолита с ОВП = +720+/-25мВ, полученного в установке «Стэл» рН 6,5+/-0,5. Первая группа пробирок содержала три вида растворов, находившихся 45 суток на Земле: 1 вид - с жидкостью с положительным ОВП, 2 вид - с водопроводной водой, 3 вид - с раствором хлоргексидина. Во второй группе аналогичные разновидности растворов, находившихся 45 суток в условиях космического полета. Разведения жидкости с положительным ОВП, используемые в нашей работе: 1/100 (содержит 1 часть анолита и 100 частей воды), 1/50 (содержит 1 часть анолита и 50 частей воды), 1/25 (содержит 1 часть анолита и 25 частей воды), чистый анолит. Дополнительные пробирки с водой и хлоргексидином использовали для сопоставления бактерицидных свойств.

После 45-дневного орбитального полета при первом просмотре опытных образцов было обнаружено отсутствие каких-либо признаков жизнедеятельности простейших, в пробирках с водой и в разведении анолита 1/100, содержащих цисты вида *Styloichia Mytilus* и *Paramecium caudatum*. В пробирках контрольной группы, пребывавших на Земле, можно было обнаружить цисты тех же видов в образцах с водой и со всеми разведениями анолита, кроме пробирок с чистым препаратом. В пробирках обеих групп с хлоргексидином и его разведениями жизнедеятельности не наблюдалось.

Таким образом, после космического полета выявлено усиление бактерицидных свойства анолита и его разведений, о чем свидетельствовало содержание простейших, а также характеристики их подвижности. Биоцидное действие водных растворов с положительным ОВП может усиливаться благодаря воздействию факторов космического полета, одним из которых является космическое излучение.

СОВМЕСТНАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ ИЗОЛИРОВАННОЙ МАЛОЙ ГРУППЫ

К.Н. Еськов

ГНЦ РФ - Институт медико-биологических проблем РАН, Москва, Россия

За последние годы в Институте Медико-биологических проблем и за рубежом (с участием сотрудников Института) проведен ряд экспериментов с камерной изоляцией различной продолжительности.

В отдельных экспериментах для оценки межличностного инструментального взаимодействия использовалась психодиагностическая методика «Гомеостат» – реальная взаимозависимая деятельность группы операторов. В целях изучения особенностей индивидуального и группового поведения в сложных условиях жизнедеятельности в настоящему времени выполнен ряд аналитических исследований.

С целью мониторинга особенностей инструментального взаимодействия проведение гомеостатического тестирования участников эксперимента с изоляцией в условиях аномальной жары и задымления.

Установлено, что фактор внешнего экстремального воздействия влияет на активность членов изолированной малой группы, проявляемую в процессе совместной деятельности. Значение усредненного (по всем испытуемым) показателя относительной лидерской активности – доли времени моторной активности оператора, затраченного (предположительно не случайно) на сознательное управление и отражающего, как мы полагаем, интеллектуальную осмысленную составляющую совместной деятельности – в каждом сеансе гомеостатического тестирования оставался практически неизменным. При этом вариативность данного показателя на протяжении эксперимента у каждого из операторов весьма существенна. Подобное наблюдается в ряде других наземных экспериментах с продолжительной изоляцией. Можно предположить, что стабилизация усредненного по группе значения показателя относительной лидерской активности на протяжении наблюдаемого периода (а возможно, и не только) является статусным атрибутом конкретной изолированной малой группы, отражающим ее способность к успешному взаимодействию, которое обеспечивается (ситуативно) делегированием (от одного оператора другому) того неспецифического стиля индивидуального поведения необходимого для поддержания предопределенной групповой успешности.

Полученные данные также позволяют предположить, что в успешность группового решения единой задачи, наряду с обдуманными, рациональными («лидерскими») действиями, вносят вклад и спонтанные, осуществляемые по принципу случайного поиска, действия операторов.

ДИНАМИКА ЭЭГ-ПАТТЕРНА ОПЕРАТОРОВ В УСЛОВИЯХ ИЗОЛЯЦИИ

Д.В. Счастливцева
Т.И. Котровская

scdarya@yandex.ru

ГНЦ РФ – ИМБП РАН

В современной психофизиологии большое значение приобретают исследования функционального состояния оператора при выполнении профессиональной деятельности в различных условиях. Интегральным ответом организма на весь комплекс воздействующих на него факторов, является степень напряжения регуляторных систем, судить о которой можно с помощью полиграфических методов, в частности, ЭЭГ-мониторинга, который позволяет проследивать динамику функционального состояния центральной нервной системы.

В эксперименте длительностью 21 сутки принимали участие 15 испытуемых мужского пола в возрасте от 27 до 45 лет. Запись ЭЭГ осуществлялась монополярно от 19 стандартных отведений по международной системе 10-20%. На основе полученных ЭЭГ-показателей рассчитывали тета-бета индекс, являющийся чувствительным показателем работы системы селекции действий; $(\text{дельта}+\text{тета})/(\text{альфа}+\text{бета})$ индекс, динамика которого хорошо соотносилась с развитием утомления ЦНС. Одной из альтернатив традиционному подходу к рассмотрению ЭЭГ является метод детерминированного хаоса D2, который позволяет судить, насколько генерализованно протекают процессы в головном мозге, или насколько вариативна его деятельность в зависимости от состояния здоровья, функционального состояния ЦНС, возраста, когнитивной нагрузки и др. Обработка и анализ данных проводились в программе Statistica, 6.

Полученные закономерности, связанные с реципрокностью изменений тета- и альфа-активности, могут свидетельствовать о тормозном влиянии на кору головного мозга со стороны ретикулярной формации ствола и таламических структур, создающих ЭЭГ-паттерн утомления в динамике эксперимента. В то же время, соотношение тета/бета-активности свидетельствует о таких взаимосвязях гиппокампа и коры головного мозга, при которых может наблюдаться снижение состояния настороженности и сосредоточенности, что также может являться следствием развившегося утомления. Так же увеличение показателя глобальной хаотической размерности D2 в острый периоде адаптации на 4,3 % ($p \leq 0,05$) свидетельствовало о снижении концентрации внимания.

ОЦЕНКА ДИНАМИКИ ВОССТАНОВИТЕЛЬНЫХ ПРОЦЕССОВ МЕХАНИЗМОВ РЕГУЛЯЦИИ КРОВООБРАЩЕНИЯ В КОСМИЧЕСКОМ ПОЛЕТЕ

Черникова А.Г., Русанов В.Б.
Баевский Р.М.

vasilyrusanov@gmail.com

Государственный научный центр Российской Федерации – Институт медико-биологических проблем РАН

Деятельность космонавтов на борту международной космической станции (МКС) зависит от многих факторов, в том числе - функционального состояния регуляции кровообращения, которое не может считаться надежным без полноценного восстановления этой системы. В настоящее время на борту МКС проходит научный эксперимент

«КОСМОКАРД», в котором проводится 24-х часовая регистрация электрокардиограммы (ЭКГ) с анализом ВСР. На основании его результатов определяются степень синхронизации симпатического и парасимпатического звеньев системы вегетативной регуляции кровообращения в течение дня и ночи. Для оценки состояния механизмов регуляции используются показатели variability сердечного ритма с их общепринятой интерпретацией, а также разработанные нами методы математического моделирования функционального состояния. Изменения вегетативного баланса являются достаточно отчетливым критерием восстановительного процесса, а предложенная нами математическая модель позволяет выделить почасовые значения показателей степени напряжения (СН) и функциональных резервов (ФР). Важно отметить, что на 2-м и 4-м месяцах полета показатель ФР в ночное время ниже, чем в дневное, при недостаточном снижении величины СН. Такой же эффект на 2-сутки после приземления сопровождается ростом СН в ночное время. Эти данные дают основание предположить, что 2-й и 4-й месяцы полета требуют более значительного расходования функциональных резервов организма, и это является причиной снижения их величины на фоне отсутствия восстановления в ночное время. На 2-е сутки приземления снижение ФР компенсируется активацией регуляторных систем с относительной нормализацией функционального состояния (низкие значения СН в дневное и ночное время). К настоящему времени эксперимент «КОСМОКАРД» проведен у семи российских членов экипажа МКС. Накоплен материал для оценки динамики восстановительных процессов механизмов регуляции кровообращения в течение суток и процессов восстановления функциональных резервов организма во время сна.

МЕТОД ПРОСТРАНСТВЕННОЙ БАЛЛИСТОКАРДИОГРАФИИ ДЛЯ ОЦЕНКИ ФУНКЦИОНАЛЬНОГО СОСТОЯНИЯ СИСТЕМЫ КРОВОБРАЩЕНИЯ ДО, ВО ВРЕМЯ И ПОСЛЕ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

**Баевский Р.М., Фунтова И.И.
Лучицкая Е.С.**

e.luchitskaya@gmail.com

Государственный научный центр Российской Федерации – Институт медико-биологических проблем РАН

С 2012 года на борту Международной Космической Станции проводится научный медико-биологический эксперимент «Кардиовектор», цель которого заключается в изучении влияния факторов космического полета на пространственное распределение энергии сердечных сокращений и роль правых и левых отделов сердца в приспособлении системы кровообращения к условиям длительной невесомости. Этот новый космический эксперимент является логическим продолжением многолетних исследований по изучению адаптации сердечно-сосудистой системы к факторам космического полета. Прибор «Кардиовектор» с системой электродов и датчиков позволяет записывать физиологические сигналы (электрокардиограмму, импедансную кардиограмму, сейсмокардиограмму, баллистокардиограмму и пневмотахограмму) в покое, при различных дыхательных тестах и в ходе активной ортостатической пробы. Программа обработки обеспечивает построение усредненных кардиокомплексов с последующей обработкой и анализом основных параметров гемодинамики и работы сердца. К настоящему времени получены данные 9 российских космонавтов, которые проводят эксперимент в полете ежемесячно, а так же до полета и после приземления. Первоначальные выводы о том, что работа сердца по перемещению крови в условиях невесомости выполняется в более экономичном режиме, проявляющиеся в том, что

сила сердечных сокращений в условиях невесомости больше, чем на Земле, но при этом затраты энергии ниже, требуют более детальной проверки и уточнения.

Развитие метода пространственной баллистокардиографии и разработка количественных критериев измерения изменений положения центра тяжести тела в условиях невесомости - задача дальнейших исследований с активным участием специалистов по кардиологии, биофизике и биомеханике.

ИНДИВИДУАЛЬНЫЕ И ПОПУЛЯЦИОННЫЕ НОРМАТИВЫ ПРИ ДОНОЗОЛОГИЧЕСКОМ КОНТРОЛЕ

**Черникова А.Г., Исаева О.Н.
Баевский Р.М.**

olga.isaeva33@yandex.ru

Государственный научный центр Российской Федерации – Институт медико-биологических проблем РАН

Несмотря на успешность применения метода анализа ВСР в космических исследованиях и донозологической диагностике зачастую возникают трудности при интерпретации результатов, особенно при сравнении динамики изменений у разных людей. Это связано с наличием индивидуально-типологических особенностей вегетативной регуляции и сильных межиндивидуальных различий. Использование методов оценки, основанных на сравнении со статистическими нормативами, не всегда дает корректные результаты. В связи с этим необходимо обратить внимание на применение методов, позволяющих учитывать как статистические нормативы, так и индивидуальные особенности обследуемых.

Нами разработана система персонализации данных, позволяющая учитывать индивидуальные особенности вегетативной регуляции функций по данным анализа ВСР у каждого пользователя. Формируется персональная база данных, которая используется в оценке функционального состояния. База данных постоянно обновляется, что обеспечивает учет индивидуальной динамики изменения состояния здоровья. На основании полученных оценок определяется направленность изменений функционального состояния в ходе динамического наблюдения и даются рекомендации о необходимых профилактических мероприятиях. Описанная система персонализации данных была реализована в мобильном приложении «Светофор здоровья». В проекте «Луна-2015» была апробирована система «Стресс-контроль», предназначенная для длительного самостоятельного мониторинга состояния одного или нескольких пользователей на основе регистрации субъективных (самооценка) и объективных параметров (измерения АД, ВСР). Был реализован иной подход к оценке состояния. За 100% (при оценке каждого показателя) была взята середина нормативного диапазона (по данным литературы), отклонение показателя в любую сторону снижает оценку. Для наглядности отображения результатов на графиках обозначены зоны нормы (зеленый цвет), допустимых, но пограничных значений (желтый цвет) и значительных отклонений от нормы (красный цвет).

Для корректной оценки изменения состояния необходимо одновременное использование популяционного и персонализированного подходов.

ХАРАКТЕРИСТИКА ПРОТЕОМНОГО ПРОФИЛЯ МОЧИ КОСМОНАВТОВ ПОСЛЕ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

Бржозовский А.Г.¹, Кононихин А.С.^{1,2,3},

Agb.imbp@gmail.com

Пастушкова Л.Х.¹, Попов И.А.^{2,3,4}

Николаев Е.Н.^{2,3,4,5}, Ларина И.М.¹

¹Институт Медико-биологических проблем РАН, Москва, Российская Федерация

²Московский Физико-Технический Институт, Долгопрудный, Российская Федерация

³Институт Биохимической Физики им. Эмануэля РАН, Москва, Российская Федерация

⁴Институт Энергетических Проблем Химической Физики им. В.Л. Тальрозе РАН, Москва, Российская Федерация

⁵Сколковский институт науки и технологий, Москва, Российская Федерация)

В данной работе проводилось изучение влияния факторов космического полета на организм космонавтов. Для проведения протеомного анализа у испытуемых собиралась моча за полгода до полета, а так же на +1 и +7 сутки восстановительного периода. После выделения фракции мочи и измерения ее объема, из нее отбирали образец, который проходил специальную пробоподготовку состоящую из концентрирования, восстановления, алкилирования, осаждения белка и протеолиза с использованием трипсина. Полученная смесь пептидов анализировалась на системе, состоящей из состоящей из хроматографа Agilent 1100 и гибридного масс-спектрометра LTQ-FT Ultra – масс-спектрометра ионного циклотронного резонанса, совмещенного с линейной квадрупольной ионной ловушкой, используемой для накопления ионов и измерения спектров столкновительно индуцированной фрагментации (MC/MC) ионов. Для хроматографии использовали колонку с обращенной фазой ReproSil-Pur C18 (диаметр частиц 3 мкм, диаметр пор 100), изготовленную с использованием капилляра - эммитера. Масс-спектрометрический анализ фракций пептидов осуществлялся при помощи программы Xcalibur. Для полуколичественного анализа выявленных белков по методу «без метки» использовался программный пакет MaxQuant. Для статистического анализа и определения молекулярных функций и биологических процессов, в которых участвуют белки, использовался программный пакет Perseus. В результате были выявлены белки, достоверно изменяющиеся после выполнения космического полета. На основе полученных данных была проведена кластеризация белков для выявления их взаимодействий. В результате из 256 белков идентифицированных в моче, было выявлено 50 core-белков из них 29 достоверно изменяющихся.

БЕЛКОВЫЙ СОСТАВ МОЧИ ПРИ КОНТРОЛИРУЕМОМ СОЛЕПОТРЕБЛЕНИИ В ПРОЕКТЕ «МАРС-500»

Д.Н.Каширина¹

daryakudryavtseva@mail.ru

Л.Х.Пастушкова¹, А.С. Кононихин^{1,2}

Е.Н. Николаев^{2,3}, И.М. Ларина¹

¹УФГБНУ ГНЦ РФ - Институт медико-биологических проблем РАН, Москва

²Институт биохимической физики им. Н.М. Эмануэля Российской академии наук

³Московский физико-технический институт (Государственный университет), Долгопрудный

Условия длительных космических полетов оказывают выраженное влияние на физиологические процессы в организме человека. Долгосрочные модельные эксперименты

на Земле, такие как «МАРС-500», призваны выявить факторы, вызывающие физиологические и психологические проблемы, а также помочь в разработке мер для предотвращения или, по крайней мере, для противодействия влиянию этих факторов. Протеом мочи отражает физиологические изменения в организме, вызванные различными факторами, в том числе, уровнем солепотребления. Помимо важной роли в развитии гипертензии, высокое потребление соли обладает отрицательным эффектом на опорно-двигательную систему, который усугубляется в условиях гиподинамии. Поэтому задачей исследования было изучение изменений белкового состава мочи здорового человека при различных уровнях солепотребления в ходе 105-суточной изоляции (Программа МАРС-500). Шесть здоровых мужчин-добровольцев находились в ограниченном, замкнутом пространстве наземного экспериментального комплекса с контролируемыми условиями жизнедеятельности и получали стандартный рацион питания. Для анализа проб мочи использовали современные методы протеомики на основе хромато-масс-спектрометрии, а также различные возможности биоинформатики, включая программу Perseus для полуколичественной оценки содержания белков. Выделены белки, значимо коррелирующие с уровнем солепотребления, для них определены молекулярные функции и биологические процессы. Среди данных белков с помощью программы ANDSystem определены белки, играющие важную роль в регуляции баланса натрия (простасин и фактор роста эпидермиса). Также показано, что высокий уровень солепотребления может способствовать увеличению числа CD14 антигена дифференцировки моноцитов, и, как показано другими авторами в этом эксперименте [1], увеличению числа моноцитов, что может быть оказывать отрицательное влияние на морфологию и функцию почек. Полагаем, что сокращение привычного потребления соли может явиться оздоравливающим фактором для иммунной системы.

[1] YiB, TitzeJ, RykovaM, FeuereckerM, VassilievaG, NichiporukI, SchellingG, MorukovB, ChoukèrA. Effectsofdietarysaltlevelsonmonocyticcellsandimmuneresponsesinhealthyhumansubjects: alongitudinalstudy. TranslRes. 2015 Jul;166(1):103-10.

РАЗВЕРТЫВАНИЕ ОСТРОФАЗНОГО ОТВЕТА ПОСЛЕ ПРЕБЫВАНИЯ В УСЛОВИЯХ, МОДЕЛИРУЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЕ МИКРОГРАВИТАЦИИ

О.Н. Ларина
А.М. Беккер

olarina@imbp.ru

ФГБУН Государственный научный центр Российской Федерации – Институт медико-биологических проблем Российской академии наук

В числе событий, наблюдаемых в течение первых суток реадaptации после кратковременных космических полетов, отмечаются изменения уровней электрофоретических фракций белков плазмы крови – существенное снижение процентного содержания α 1- и увеличение α 2-глобулинов. Полученные изменения белковых фракций могут быть следствием развития реакции острой фазы (РОФ) – неспецифического системного ответа организма локальные или системные нарушения, который является основным функциональным проявлением врожденного, или неспецифического иммунитета. Моделирование воздействия микрогравитации на организм человека в исследованиях с иммерсией позволяет проследить динамику изменений плазматических белков как во время имитируемой невесомости, так и в период реадaptации.

В эксперименте с иммерсией продолжительностью 7 суток и после ее окончания, до +7 суток последствия, были измерены концентрации белков, входящих в состав фракций α 1-глобулинов - α 1-антитрипсин (α 1-AT), α 1-кислый гликопротеин (α 1-AGP), аполипопротеин А1, и α 2-глобулинов - α 2-макроглобулин (α 2-M), гаптоглобин (Hp), це-

руло-плазмин (Ser). Результаты указывают на увеличение концентраций α 1-АТ и Серс двумя локальными максимумами: во время иммерсии и +3 сутки последствия, причем повторноповышение уровня белков может быть следствием активации их синтеза при переходе от иммерсии к обычным условиям. α 1-АГР проявил рост (в среднем на 18%) только после окончания воздействия. Содержание АроА1 снижалось во время иммерсии, и в первые 7 суток реадaptации его концентрация также была ниже исходного уровня. Концентрации Нр и α 2-М увеличивались на 30% в начальном периоде иммерсии, в последующие сроки содержание Нр значительно не изменялось, а уровень α 2-М непрерывно снижался до величин, уступающих фоновым значениям. Полученные в эксперименте результаты согласуются с данными исследований при космических полетах и указывают на индукцию РОФ в начальный период адаптации к условиям имитируемой невесомости повторную активацию острофазного ответа после окончания воздействия. Изменения уровней белков крови, обусловленные пребыванием в иммерсии, могут проецироваться на период восстановления.

КОМБИНИРОВАННОЕ ДЕЙСТВИЕ АНТИОРТОСТАТИЧЕСКОГО ВЫВЕШИВАНИЯ И ФРАКЦИОННОГО ГАММА-ИЗЛУЧЕНИЯ НА ПРОГЕНИТОРНЫЕ КЛЕТКИ КОСТНОГО МОЗГА КРЫС.

Маркина Е.А., Рое М.П.

goncharova-tim@list.ru

Анрианова И.В., Буравкова Л.Б.

ГНЦ РФ – ИМБП РАН

Известно, что во время космических полетов (КП), все системы организма подвергаются воздействию различных экстремальных факторов, основными из которых являются микрогравитация и ионизирующее излучение. Для моделирования микрогравитации мелких лабораторных животных применяют метод антиортостатического вывешивания. Эффекты космического излучения воспроизводятся установками с источником ионизирующего излучения. Несмотря на важность исследований по изучению комбинированного действия нескольких экстремальных факторов работ на эту тему в настоящий момент немного.

Целью исследования было изучение влияния 30-сут гравитационной разгрузки и 6-кратного ионизирующего излучения на прогениторы костного мозга (КМ) крыс. Исследования проводились на самцах крыс из 4 групп: виварный контроль (К), вывешивание (В), облучение (О), комбинированное воздействие (ОВ). Определены клеточность КМ, иммунофенотип, пролиферативная активность кариоцитов КМ, число гемопоэтических КОЕ, КОЕ-ф, дифференцировочные потенции гемопоэтических и стромальных предшественников КМ. При моделировании эффектов КП клеточность и пролиферативная активность клеток КМ крыс не изменилась, число КОЕ-ф снижалось. При облучении увеличивалась доля гемопоэтических клеток, на фоне снижения активности гемических предшественников. Остеопотенциал стромальных предшественников не изменялся, облучение привело к усилению адиподифференцировки. После 2-нед реадaptации функциональная активность прогениторных клеток КМ восстановилась. Таким образом, 30-суточное моделирование факторов КП оказывают негативное влияние на морфофункциональные свойства прогениторных клеток КМ крыс, которое является обратимым.

Работа выполнена в рамках Госзадания ГНЦ РФ – ИМБП РАН.

ДИНАМИКА ЭКСПРЕССИИ МОЛЕКУЛ КЛЕТОЧНОЙ АДГЕЗИИ МЕЗЕНХИМАЛЬНЫХ СТРОМАЛЬНЫХ КЛЕТОК НА НАЧАЛЬНЫХ ЭТАПАХ ДЕЙСТВИЯ МОДЕЛИРОВАННОЙ МИКРОГРАВИТАЦИИ

Ратушный А.Ю.

ratushkin@mail.ru

Якубец Д.А., Буравкова Л.Б.

ГНЦ РФ – ИМБП РАН

Мезенхимальные стромальные клетки (МСК) представляют собой одну из популяций стволовых клеток взрослого организма, вовлеченных в поддержание тканевого гомеостаза. Являясь механочувствительными клетками, МСК изменяют свое функциональное состояние в условиях микрогравитации, что может являться одной из причин развития различных отклонений, таких как остеопения. Одной из структур, опосредующих клеточную механочувствительность, являются молекулы клеточной адгезии, в том числе семейство интегринов. Цель нашей работы заключалась в изучении динамики экспрессии молекул клеточной адгезии на поверхности клеточной мембраны МСК при моделировании микрогравитации.

Для моделирования эффектов микрогравитации использовали 3D-клиностаг Desktop RPM (Duchspace, Нидерланды), позволяющий рандомизировать положение клеток относительно вектора гравитации.

Методом проточной цитофлуориметрии показано увеличение экспрессии молекулы межклеточной адгезии - ICAM-1 (CD54) и васкулярной молекулы адгезии - VCAM-1 (CD106) на начальных этапах экспозиции на RPM (16 и 40 ч). Однако после 96 ч отличий от статического контроля не было обнаружено. Сходная динамика показана для VE-кадгерина (CD144), участвующего в организации межклеточных соединений и проведении внеклеточных сигналов, и интегрина $\alpha 5$ (CD49e), являющегося рецептором фибронектина. Количество клеток позитивных по интегрину $\alpha V/\beta 3$ (CD51/61), рецептору витронектина, было увеличено через 16 часов экспозиции, после чего различия с контролем нивелировались. Экспрессия интегрина $\alpha 4$ (CD49d), участвующего в межклеточных взаимодействиях и адгезии к матриксу, также повышалась только на начальных этапах клиностагирования. Интегрин $\alpha 1$ (CD49a), субъединица рецептора коллагена IV и альминина I, в условиях проведенного эксперимента не изменялся.

Таким образом, данные могут указывать на усиление адгезионных свойств МСК на начальных этапах моделирования микрогравитации. Однако уже к 96 часам клиностагирования происходит постепенная адаптация клеток к новым условиям.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 16-15-10407.

СОДЕРЖАНИЕ МАТРИЧНОЙ РНК ГЕНОВ, КОДИРУЮЩИХ БЕЛКИ АКТИНОВОГО ЦИТОСКЕЛЕТА, В КЛЕТКАХ ЛИЧИНОК *DROSOPHILA MELANOGASTER* В УСЛОВИЯХ МОДЕЛИРОВАНИЯ ЭФФЕКТОВ МИКРО- И ГИПЕРГРАВИТАЦИИ

Куприянова М.С.^{1,2}, Усик М.А.^{1,2}
Огнева И.В.^{1,2}

iogneva@yandex.ru

¹Государственный научный центр РФ – Институт медико-биологических проблем РАН, Москва, 123007, Хорошевское Шоссе, д.76А

²Первый Московский Государственный Медицинский Университет им. И.М. Сеченова, Москва

В ходе исследования моделировали эффекты гипергравитации (2G) и микрогравитации (0G) в течение 1,5, 6, 12 и 24 часов и методом qRT-PCR оценивали содержание мРНК различных генов, кодирующих белки актинового цитоскелета, у плодовой мушки, которые потенциально могут быть кандидатами на роль триггеров, определяющих механочувствительность клеток.

Содержание мРНК изоформ бета-актина в условиях микро- и гипергравитации снижалось вплоть до 12 часов воздействия, однако далее в микрогравитационных условиях оно так и оставалось сниженным, а в гипергравитационных – восстанавливалось (Act87E) и даже превышало (Act57B) контрольный уровень.

В то же время содержание мРНК белков, связывающихся с мономерами актина, менялось при этом по-разному – через 1,5-6 часов микрогравитации оно было снижено, а гипергравитации – повышено. Можно предположить, что это связано с разным характером разрушения кортикального цитоскелета – при переходе от 1g к 0g разрушается только актиновая сеть, но на таких коротких временах воздействия – не сами филаменты. Переход от 1g к 2g является более «травматичным» и цитоскелет разрушается вплоть до перехода F-актина в G-актин.

При этом изменения содержания мРНК генов, кодирующих белки, связывающиеся с филаментами актина, были принципиально различными. Так, содержание мРНК супервиллина практически не менялось, лишь несколько возрастало через 24 часа гипергравитации. В то же время абсолютно разнонаправленную динамику демонстрировали содержание мРНК гена фимбрина и альфа-актинина. В микрогравитационных условиях содержание мРНК фимбрина падало (к 24 часам восстанавливалось), а альфа-актинина – существенно росло к 12 часам воздействия, а через 24 часа уменьшалось до контрольного уровня. В гипергравитационных условиях, наоборот, содержание мРНК фимбрина сначала росло, а через 24 часа падало ниже контроля, а альфа-актинина – было существенно снижено, а через 24 часа – превышало контрольный уровень. Ранее, нами была показана подобная динамика содержания других актин-связывающих белков (альфа-актинина 1 и 4) в мышечных клетках млекопитающих при гравитационной нагрузке.

Поскольку у *Drosophila melanogaster* нет изоформы альфа-актинина-4, возможно, что его роль в клетке играет фимбрин, далее в эволюционном ряду «передавая» свою локализацию и, вероятно, одну из функций на альфа-актинин-4. Но, безусловно, подобное предположение является лишь гипотезой, которая нуждается в дополнительных экспериментах, в первую очередь – в условиях космического полета.

Таким образом, можно выдвинуть гипотезу в качестве предпосылки для дальнейших исследований, что фимбрин в клетках *Drosophila melanogaster* связывает кортикальный цитоскелет с мембраной (а не только актиновые филаменты друг с другом),

передавая эти свои функции в клетках млекопитающих возникающей у них новой изоформе альфа-актинина – альфа-актину-4.

Работа поддержана программой фундаментальных исследований ГНЦ РФ – ИМБП РАН и программой Президиума РАН «Молекулярная и клеточная биология».

ГИПЕРФОСФОРИЛИРОВАНИЕ ТИТИНА В УСЛОВИЯХ ГРАВИТАЦИОННОЙ РАЗГРУЗКИ

**Уланова А.Д.¹, Вихлянцев И.М.¹
Салмов Н.Н.¹, Шенкман Б.С.², Подлубная З.А.¹**

¹ФГБУН Институт теоретической и экспериментальной биофизики РАН, Пущино

²ГНЦ РФ – Институт медико-биологических проблем РАН, Москва

Проведены сравнительные исследования изменений содержания и уровня фосфорилирования гигантского саркомерного белка титина в *m. gastrocnemius* мышей после 30-суточного космического полета на биоспутнике «БИОН-М1» и в *m. soleus* крыс после 7-суточного моделирования гравитационной разгрузки. Обнаружены атрофические изменения в исследованных мышцах после пребывания в условиях реальной или моделируемой микрогравитации. Эти изменения сопровождались повышенной протеолитической деградацией титина и снижением содержания этого белка. С помощью флуоресцентного красителя фосфатных групп белков Pro-Q Diamond обнаружено увеличение уровня фосфорилирования титина в *m. gastrocnemius* мышей и в *m. soleus* крыс после пребывания в условиях гравитационной разгрузки. Сделано предположение, что гиперфосфорилирование титина приводит к увеличению чувствительности этого белка к протеолизу.

Выражаем благодарность сотрудникам ГНЦ РФ – ИМБП РАН (Москва) и ОАО «РКЦ Прогресс» за подготовку и проведение всех экспериментов по проекту «БИОН-М1».

Работа выполнена при поддержке грантов РФФИ № 14-04-00112, 14-04-92116, 14-04-32240 и 16-04-00529.

МЕТАБОЛИЗМ СФИНГОЛИПИДОВ В КАМБАЛОВИДНОЙ МЫШЦЕ ГРЫЗУНОВ В ДИНАМИКЕ КРАТКОВРЕМЕННОЙ И ДЛИТЕЛЬНОЙ ГИПОГРАВИТАЦИОННОЙ РАЗГРУЗКИ

И.Г.Брындина i_bryndina@mail.ru
М.Н.Шалагина, С.В.Овечкин, А.А.Яковлев

ФГБОУ ВО «Ижевская государственная медицинская академия» МЗ РФ

В ранее проведенных нами исследованиях (И.Г.Брындина и соавт., 2014) показано, что церамид (Цер) аккумулируется в камбаловидной мышце мышей как при кратковременном (4 дня), так и длительном (30 дней) антиортостатическом вывешивании (АОВ). В данной работе в экспериментах на мышцах мы попытались выяснить, какие ферментные системы вовлечены в генерацию Цер при гипогравитационной разгрузке разной длительности, включая самые ранние ее этапы. Методом ИФА по уровню протеинов исследовали экспрессию ряда ферментов, представляющих разные пути метаболизма Цер. С помощью ВЭТСХ определяли количество Цер в разгруженных мышцах. Показано, что уже после 6-часового АОВ в *m. soleus* наблюдается повышение уровня протеина кислой сфингомиелиназы (SMPD1) более чем на 300%. Одновремен-

но имеет место двукратное увеличение уровня нейтральной церамидазы (ASAH2). Это свидетельствует об активации сфингомиелиназного гидролиза как основного пути образования Цер и параллельном усилении его деградации. Аналогичные результаты получены на 4 день АОВ, при этом обнаружена активация экспрессии другой формы сфингомиелиназы (SMPDL3a). Повышение уровней SMPD1 и ASAH2 сохраняется к 14 дню АОВ. Экспрессия серинпальми-тоилтрансферазы достоверно понижается к 30 дню АОВ, что может свидетельствовать об ограничении начальных этапов синтеза Цер de novo. Во все исследуемые сроки уровень Цер в мышцах мышей возрастает.

У крыс исследовали уровень Цер в гомогенатах *m. soleus* методом ВЭТСХ при вывешивании разной длительности (6 и 12 час, 10 дней, 30 дней). Кроме того, на ранних сроках (12-часовое АОВ) в мышцах определяли холестерин (Хол) энзиматическим методом. В ряде экспериментов АОВ сочетали с денервацией одной из конечностей. Проведены также серии опытов с введением ингибитора кислой сфингомиелиназы кломипрамина на фоне АОВ. Установлено, что у крыс при вывешивании в *m. soleus* также накапливается Цер. Изменения уровня Хол имеют противоположную направленность. Данный эффект наблюдается как в интактных, так и в денервированных конечностях. Кломипрамин восстанавливает Цер и Хол в мышцах до уровня контроля.

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (проект №14-04-01680) и РНФ (проект №16-15-10220)

ХЛОРАЦЕТИЛ ЭСТЕРАЗНАЯ АКТИВНОСТЬ ТУЧНЫХ КЛЕТОК ТОЩЕЙ КИШКИ МОНГОЛЬСКИХ ПЕСЧАНОК В УСЛОВИЯХ АНТИОРТОСТАТИЧЕСКОГО ВЫВЕШИВАНИЯ

А.С. Бурцева

burtseva-alex@rambler.ru

ФГБОУ ВО «Воронежский государственный медицинский университет имени Н.Н.Бурденко» Минздрава России

В эксперименте на монгольских песчанках изучена хлорацетил эстеразная активность тучных клеток (ТК) мукозной и соединительнотканной субпопуляций тощей кишки после моделирования некоторых эффектов невесомости, как важного звена в развитии адаптивных процессов под влиянием измененной гравитации [1]. Ранее была показана высокая чувствительность структуры популяции ТК к факторам космического полета, однако оценка функционально-метаболического потенциала азурофильной зернистости, коррелирующая с фагоцитарной активностью, ранее не проводилась [2]. Антиортостатическое вывешивание (АОВ) самцов монгольских песчанок *Meriones unguiculatus* проводилось по методике Ильина-Новикова в модификации Морей-Холтон (Morey-Holton E., 2005). Фрагменты тощей кишки длиной не менее 10 мм, взятые на расстоянии 10 см от желудка, фиксировали в растворе нейтрального формалина с ЦПХ. Для изучения хлорацетил эстеразной активности мукозной и соединительнотканной субпопуляций тучных клеток (ТК) в тощей кишке использовали методику Lojda Z. С соавт. (1976). Количественный анализ содержания тучных клеток в поле зрения оценивали при использовании объектива x20 на исследовательском микроскопе Axio Imager A2 (Carl Zeiss). Обнаружено, что моделирование физиологических эффектов невесомости с помощью АОВ вызывает возрастание численности хлорацетил эстераза позитивных ТК, как в слизистой, так и других оболочках тощей кишки. Изменялась гистотопография ТК и регуляторное влияние на другие клеточные элементы соединительной ткани. Таким образом, в условиях АОВ наблюдается возрастание активности азурофильной зернистости ТК.

Литература

1. Атякшин Д.А. Популяционные характеристики слизистых тканевых базофилов тощей кишки монгольских песчанок после 12-суточного орбитального полета на космическом аппарате «ФОТОН-М3» / Д.А.Атякшин, Э.Г. Быков // *Авиакосмическая и экологическая медицина*. 2013. Т. 47. № 6. С. 17-24.
2. Атякшин Д.А. Состояние тучных клеток тощей кишки монгольских песчанок после космического полета / Д.А. Атякшин, Э.Г. Быков // *Журнал анатомии и гистопатологии*. 2014. Т. 3. № 3 (11). С. 15-27.

РЕФЛЕКС ВЕНТРАЛЬНОГО ВЫБРОСА ЛАП, ВПЕРВЫЕ ОБНАРУЖЕННЫЙ У ХРЯЩЕПАЛЫХ ГЕККОНОВ В НЕВЕСОМОСТИ.

В.М. Барабанов¹

valbaraban@yandex.ru

В.И. Гулимова¹

Р.К. Бердиев², С.В. Савельев¹

¹ФГБНУ НИИ морфологии человека, Москва, Россия

²Учебно-научный центр по реабилитации диких животных биологического факультета МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва, Россия.

Объектом исследования было поведение хрящепалых гекконов (*Chondrodactylus turneri*) в 30-суточном орбитальном эксперименте на биоспутнике «БИОН-М1». Ранее нами показано, что прикрепление к поверхностям контейнеров является типичным состоянием гекконов в невесомости. Флотации составляют менее 1% от всего времени видеорегистрации, а сохранение адгезивности невозможно без контроля со стороны ЦНС и может нарушаться как во сне, так и при ряде других состояний. Ослабление адгезивности у спящих животных приводило к откреплению и пассивной флотации. Мы обнаружили, что при пробуждении первой активной реакцией гекконов на флотацию являлся вентральный выброс лап. Вначале спящий геккон флотирует неподвижно, в позе, соответствующей исходному прикреплению. При пробуждении пальцы сближаются, лапы выбрасываются вентрально, а тело прогибается. При коротких флотациях эта реакция успешно восстанавливает прикрепление. В длинных флотациях на большем удалении от субстрата после рефлекса вентрального выброса лап срабатывали рефлекс раскрытия в позу для планирования (поза парашютиста, skydiving posture) и рефлекс поворота тела (установочный рефлекс, righting reflex). Все три реакции были бесполезны, а прикреплённое положение геккону удавалось восстановить в результате активного флотирования с помощью изгибания тела и взмахов хвостом, реже - гребных движений лапами. Мы считаем вентральный выброс лап рефлекторной реакцией, поскольку это действие наблюдалось на всём протяжении полёта в 97,2% случаев от общего количества флотаций, несмотря на его неэффективность при длинных флотациях. У ранее изученной нами украшенной фельзумы (*Phelsuma ornata*) на борту «ФОТОНа-М4» (45,5-суточный эксперимент, все гекконы погибли до посадки), вентральный выброс лап не был зарегистрирован. Таким образом, рефлекс вентрального выброса лап является реакцией, важной для восстановления адгезивности, и, возможно, повышает шансы животных на выживание в условиях продолжительного орбитального эксперимента.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 16-04-00815).



ДИНАМИЧЕСКОЕ ДЕМПФИРОВАНИЕ ВЫНУЖДЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДЕМПФЕРОМ С ЖИДКОСТНЫМ МАХОВИКОМ

С.А.Черников
Сюз Юнцзя

SA_chernikov@mail.ru
xueyongjia88@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Динамические виброгасители являются одними из наиболее эффективных виброзащитных средств, способных подавлять вынужденные колебания гироскопических систем с ярко выраженными резонансными свойствами.

Чаще всего динамический виброгаситель выполняется в виде дополнительной массы (маховика), присоединенной с помощью упругого и диссипативного элементов к защищаемой конструкции. Одним из возможных вариантов является демпфер с жидкостным маховиком, в котором жидкость играет роль не только маховика, но и диссипативного элемента. Таким образом, конструкция виброгасителя значительно упрощается и его стабильность повышается.

Большое число работ посвящено конструкции, которая соответствует присоединению маховика к защищаемой системе с помощью вязкого трения без упругой связи (такая конструкция известна довольно давно как демпфер Ланчестера). Однако при одинаковых параметрах, демпфер Фрама (демпфер, в котором маховик присоединяется с помощью вязкого трения и упругой связи) гораздо эффективнее демпфера Ланчестера.

В представленном исследовании рассмотрен одноосный гиросtabilизатор индикаторного типа, на оси стабилизации которого установлен демпфер с жидкостным маховиком. Демпфер содержит полость в форме кольцевого цилиндра, которая заполняется вязкой несжимаемой жидкостью. Была разработана математическая модель движения гиросtabilизатора с демпфером Ланчестера на основе предположения, что радиус цилиндра существенно больше расстояния между двумя цилиндрами. Получены аналитическое решение угловой скорости жидкости и интегродифференциальное уравнение, описывающее движение гиросtabilизатора. Рассмотрен выбор оптимальных параметров демпфера, при которых демпфер достигает наибольшего эффекта демпфирования вынужденных колебаний гироскопической системы. С целью повышения эффективности демпфирования в полость, заполненную жидкостью, введена упругая перегородка. При этом была разработана математическая модель движения гиросtabilизатора и жидкости в полости.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ВОЛНОВОГО ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ГИРОСКОПА ПРИ МЕДЛЕННО МЕНЯЮЩЕЙСЯ ЧАСТОТЕ ВЫНУЖДЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ

Д.А. Маслов

dm_93@live.ru

Национальный исследовательский университет «МЭИ»

В настоящее время волновой твердотельный гироскоп (ВТГ) является одним из перспективных датчиков инерциальной информации [1,2]. Важной задачей, связанной с повышением точности ВТГ, является задача идентификации параметров ВТГ [2]. Существующие методики идентификации параметров [2,3] используют трудоёмкую и продолжительную по времени процедуру измерений, проводимую при стационарных режимах вынужденных колебаний, соответствующих различным настраиваемым частотам генератора.

В данной работе разработана методика идентификации параметров ВТГ с цилиндрическим резонатором при медленно меняющейся частоте вынужденных колебаний. Определяемые параметры включают в себя разночастотность, разнодобротность, параметры внешнего воздействия на резонатор и коэффициент нелинейности. Учёт нелинейности колебаний резонатора позволяет проводить испытания при больших амплитудах колебаний, когда отношение сигнала к шуму достаточно высокое [3]. Для оценки параметров выведенной математической модели колебаний резонатора применялся алгоритм оптимальной фильтрации Калмана.

Разработанная методика идентификации параметров при медленно меняющейся частоте вынужденных колебаний позволит автоматизировать процесс определения параметров и сократит время уточнения параметров работающего гироскопа.

1. Матвеев В.А., Липатников В.И., Алехин А.В. Проектирование волнового твердотельного гироскопа. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана.1997. 168 с.
2. Журавлёв В.Ф. Задача идентификации погрешностей обобщенного маятника Фуко // Изв. АН. МТТ. 2000. № 5. С. 186–192.
3. Маслов А.А., Маслов Д.А., Меркурьев И.В. Идентификация параметров волнового твердотельного гироскопа с учетом нелинейности колебаний резонатора // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2014. № 5. С. 18–23.

ИНВАРИАНТНЫЙ ПОДХОД В ЗАДАЧЕ КАЛИБРОВКИ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ БИНС

Ю.Г. Егоров¹
А.А. Дзуев²egoroviu2@yandex.ru
a.a.dzuev@gmail.com¹МГТУ им. Н.Э. Баумана²АО «Инерциальные технологии «Технокомплекс»

В докладе рассматривается задача калибровки акселерометров в составе бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) на основе инвариантного подхода с использованием точного двухстепенного наклонно-поворотного стола (НПС).

Калибровка акселерометров в составе БИНС характеризуется большими погрешностями их установки на НПС. Наличие больших углов рассогласования между стропительными осями НПС и осями чувствительности акселерометров является одной

из причин снижения точности определения их инструментальных погрешностей. Это обусловлено тем, что погрешности установки акселерометров на НПС приводят к ошибке ориентации их осей чувствительности относительно вектора подлежащего измерению. Следовательно, для обеспечения требуемой точности калибровки акселерометров необходимо предъявить жесткие требования к технологической оснастке, что сопряжено с существенными финансовыми затратами. Наиболее рациональным представляется использование способов калибровки акселерометров, основанных на свойстве инвариантности

Существующие способы калибровки акселерометров, основанные на инвариантном подходе, имеют недостаток, связанный с невозможностью определения полного набора параметров вектора состояния модели. Это связано с тем, что составляющие вектора состояния определяются в виде линейных комбинаций и не наблюдаемы по отдельности. В частности, при осуществлении процедуры калибровки с использованием инвариантного подхода, 6 углов, характеризующих взаимную неортогональность осей чувствительности акселерометров, определяются в виде 3 их линейных комбинаций и не наблюдаемы по отдельности. Другими словами, использование инвариантного подхода позволяет ортогонализировать оси чувствительности акселерометров, но не позволяет определить их ориентацию относительно приборной системы координат.

Особенность способа, предложенного в данной работе, заключается в том, что модель процесса инвариантной калибровки рассматривается совместно с моделью измерений акселерометров. Такой подход не имеет недостатков присущих инвариантному подходу (позволяет определить полный набор параметров вектора состояния) и открывает более широкие возможности для осуществления процедуры калибровки акселерометров.

ВЛИЯНИЕ НЕЦЕНТРАЛЬНОГО ПОЛЯ ГРАВИТАЦИИ ЗЕМЛИ НА ДВИЖЕНИЕ СПУТНИКА

П.Г. Русанов

pa4rus@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В развитие работы [1] дополнительно проведено численное исследование динамики движения центра масс низколетящего искусственного спутника в нецентральной осесимметричном поле гравитации Земли.

Масса Земли представлена жесткой двух-массовой моделью, состоящей из ядра и экваториального кольца, параметры которых ранее определены в [1] по двум условиям:

1. соответствие расчетной осесимметричной фигуры Земли географическим величинам экваториального и полярного радиусов планеты,
2. соответствие международному соглашению по аналитической зависимости от геоцентрической широты места величины и направления локального вектора ускорения силы тяжести на ее поверхности.

Математическая модель динамики пространственного движения точечной массы спутника в поле гравитации, порождаемого ядром и экваториальным поясом Земли, составлена на основе закона Ньютона. Она состоит из трех связанных нелинейных дифференциальных уравнений. В ней не учитываются влияния Солнца, планет Солнечной системы, атмосферы Земли и электромагнитных полей.

Силы гравитации, действующие на спутник со стороны масс ядра и кольца, оценены по формуле Ньютона для дискретных масс. Кроме спутника и ядра планеты, к дискрет-

ным массам отнесена и равномерно распределенная по периметру кольца система из $2n$ одинаковых масс – однородных шаров, заменяющую собой массу экваториального кольца. Для удобства расчета равнодействующей системы сил, приложенных со стороны дискретных масс кольца к спутнику, для каждого момента времени эта система считается симметрично расположенной по отношению к меридиональной плоскости, проходящей через спутник.

Решения уравнений динамики получены численными методами для вариантов вектора кинематического состояния спутника в начальный момент времени, отвечающих случаям движения искусственного спутника Земли по круговой орбите с углами наклона орбиты к экватору 30, 60, 90 град.

Результаты решений, представленных в графической форме, демонстрируют наличие эволюции наклонных орбит и изменения периодов обращения центра масс низколетящего искусственного спутника в нецентральной поле гравитации Земли.

1. Русанов П.Г. Гравитационный аналог Земли и ее фигура. Известия МГТУ «МАМИ», № 4(22), 2014, т. 4, С. 76 -83.

КОРРЕКЦИЯ УГЛОВ ОРИЕНТАЦИИ В БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ

А.Ю. Егорушкин¹
В.И. Мкртчян²

egorushkin@teknol.ru
bel_val17@mail.ru

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана
²ООО «ТеКнол»

Принцип действия бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) подразумевает одновременное решение задач навигации и ориентации. Точность такого решения зависит от качества чувствительных элементов – датчиков угловой скорости (ДУС) и акселерометров.

В настоящей работе рассматриваются два метода, повышающие точность углов ориентации. В первом методе осуществляется компенсация дрейфов ДУС, для оценки которых используется фильтр Калмана. Измерениями в таком алгоритме являются ошибки БИНС по скорости. Во втором методе осуществляется демпфирование ошибок БИНС. Этот метод основан на том, что ошибки углов тангажа и крена приводят к ошибкам в горизонтальных ускорениях. В качестве внешнего источника информации, позволяющего выделить ошибки БИНС, используется приемник спутниковой навигационной системы.

Для демонстрации эффективности методов в работе приводятся результаты полетных натурных БИНС на волоконно-оптических ДУС и микромеханических акселерометрах. Система была установлена на вертолете, совершающем крейсерский полет. Коррекция осуществлялась с помощью приемника GPS.

ОПТИМАЛЬНЫЕ ПРОГРАММЫ КАЛИБРОВКИ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ БИНС

Ю.Г. Егоров¹
А.А. Дзюев²

egorviu2@yandex.ru
a.a.dzuev@gmail.com

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана

²АО «Инерциальные технологии «Технокомплекса»

Процедура калибровки осуществляется с использованием измерений акселерометров, которые ориентируются относительно вектора подлежащего измерению в заданных фиксированных положениях, обеспечиваемых наклонно-поворотным столом (НПС). Совокупность всех измерительных положений, реализуемых в ходе процедуры калибровки, составляют программу калибровки.

Вопросы, связанные с выбором рациональных программ калибровки акселерометров практически не исследованы. Эпизодически появляющиеся в открытой печати работы, посвященные задаче калибровки акселерометров, содержат лишь самые общие сведения и не освещают вопросов, связанных с:

определением количества и состава измерительных положений программ калибровки; анализом свойств программ калибровки; анализом точности определения инструментальных погрешностей акселерометров при использовании тех или иных программ калибровки; рациональностью программ калибровки и т.д. Между этим, указанные вопросы являются важными и играют главенствующую роль в задаче обеспечения точности калибровки акселерометров.

Данная работа посвящена синтезу оптимальных программ калибровки акселерометров бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) с использованием точного двухстепенного НПС. Сформированы требования, которым должны удовлетворять оптимальные программы калибровки акселерометров. С учетом сформулированных требований осуществлен синтез оптимальных программ калибровки акселерометров. Проведен анализ точностных характеристик синтезированных оптимальных программ калибровки.

ЛАБОРАТОРНЫЙ ПРАКТИКУМ ПО МИКРОМЕХАНИКЕ

Г.В. Попов

ne_popova@mail.ru

МГТУ им.Н.Э.Баумана

На кафедре ИУ-2 и на факультете Приборостроение МГТУ им.Н.Э.Баумана завершена работа по созданию лабораторного практикума по микромеханике. Цель лабораторного практикума – подготовка специалистов к самостоятельной работе по созданию моделей погрешностей, измерению параметров и калибровке реальных современных микромеханических устройств: акселерометров, датчиков угловой скорости (ДУС) и инерциальных измерительных блоков (ИИБ). Материальную основу практикума составляют три серийных устройства фирмы Sparkfun Electronics, Inc (США): печатная плата трехосного акселерометра, печатная плата двухосного ДУС и печатная плата ИИБ с устройствами беспроводной связи с персональным компьютером.

В методических указаниях по проведению 12 лабораторных работ приведены для каждого типа датчиков краткие теоретические сведения, модели погрешностей, возможные способы калибровки. Даны описания объектов испытаний и схем экспериментальных установок.

В состав контрольно-испытательного оборудования входят устройства и приспособления, которые имеются на любом гироскопическом предприятии или учебной кафедре соответствующего профиля: горизонтируемое основание, жидкостной уровень, куб с ортогональными гранями, скоростной поворотный стенд с вертикальной осью вращения, цифровой мультиметр, персональный компьютер. Для работы с трехосным акселерометром и двухосным ДУС созданы специальные пульта.

Сбор, регистрация и накопление экспериментальных данных осуществляются посредством современной измерительной и вычислительной техники. Используется готовое программное обеспечение, поставляемое вместе с цифровым мультиметром и ИИБ. Камеральная обработка экспериментальных данных проводится посредством любых существующих пакетов программного обеспечения с элементарной статистикой.

В качестве методической поддержки лабораторного практикума издано учебное пособие: Попов Г.В. Микромеханические инерциальные датчики: лабораторный практикум. – М: Издательство МГТУ им.Н.Э.Баумана, 2015. – 269, [3] с.: ил.

МЕТОДЫ КАЛИБРОВКИ БИНС РАЗЛИЧНОГО КЛАССА ТОЧНОСТИ

И.Х. Шаймарданов
А.А. Дзуев
В.П. Голиков

ilhamzinst@rambler.ru
a.a.dzuev@gmail.com
itt@inertech.ru

ЗАО «Инерциальные Технологии «Технокомплекса»

Одним из технологических этапов изготовления БИНС является калибровка. Калибровка заключается в определении систематических погрешностей датчиков и их последующей компенсации при работе системы.

В работе рассматриваются два метода калибровки инерциальных датчиков в составе БИНС: 1. Алгоритм на основе оптимального оценивания вектора состояния, представляющий собой задачу коррекции ориентации приборного трехгранника по информации от акселерометров. Алгоритм позволяет вести калибровку одновременно блоков акселерометров и гироскопов в составе БИНС как на точных, так и на грубых стендах. 2. Модифицированный алгоритм скалярной калибровки. В этом методе используется скалярное произведение вектора на самого себя. Таким образом, в калибровочных соотношениях не фигурирует информация об ориентации датчиков в пространстве, что позволяет снизить требования к калибровочному стенду. Калибровка дрейфов гироскопов проводится с использованием скалярного произведения, калибровка масштабных коэффициентов гироскопов – с использованием информации поворотного стенда. Неортогональности осей чувствительности гироскопов калибруются по ошибкам численных в навигации путевых скоростей после поворота стенда.

Для обоих алгоритмов построена температурная модель погрешностей, реализовано итерационное уточнение погрешностей датчиков, включающее: уточнение модели погрешностей на фиксированных температурах и уточнение температурной модели. Уточнение на фиксированных температурах позволяет учесть влияние параметров калибровочных соотношений выше первого порядка малости. Итерационное уточнение температурной модели снижает методические погрешности от изменения температуры и параметров датчиков в калибровочных циклах на фиксированных температурах, снижает требования к точности задания температуры термокамеры. Применимость методов подтверждается результатами калибровки БИНС различного класса точности: грубых микромеханических (МБКВ-АВ), точной лазерной (БИНС-РТ) и полунатурного моделирования с использованием точной системы (ЛИНС-100-РС).

УСТРОЙСТВО ДЛЯ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ

Г.В. Попов
А.О. Сосков

ne_popova@mail.ru
smoke_91@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

На кафедре ИУ-2 и на факультете «Приборостроение» МГТУ им.Н.Э.Баумана в учебный процесс введен лабораторный практикум по микромеханике, который включает исследование параметров и калибровку в нормальных климатических условиях трехосного акселерометра, двухосного датчика угловой скорости и инерциального измерительного блока. Объекты испытаний устанавливаются в ориентационном приспособлении – полом кубе с взаимно ортогональными гранями. С целью расширения лабораторной экспериментальной базы для проведения испытаний при температурах, превышающих комнатную, было создано устройство, способное поддерживать внутри ориентационного приспособления стабильную температуру.

Устройство представляет собой ориентационное приспособление, обшитое снаружи текстолитом толщиной 4 мм. При этом все формообразующие поверхности (платики) ориентационного приспособления выступают за габариты этой обшивки и сохраняют высокие показатели плоскостности, параллельности и ортогональности соответствующих граней. Внутри наружной обшивки содержится многослойная теплоизоляция из материала «Изолайн». Во внутреннем объеме на некотором расстоянии от съемной крышки закреплены один или два идентичных нагревателя. Каждый нагреватель представляет собой установленные на алюминиевом радиаторе мощные резисторы. Радиатор обдувается вентилятором, закрепленном через кронштейн на том же радиаторе. С целью повышения скорости теплообмена весь воздушный поток, создаваемый вентилятором, проходит через ребра радиатора внутри специального кожуха. В качестве терморегулятора использовано цифровое термореле VM707F с термодатчиком LM335, которое позволяет устанавливать пороги срабатывания в диапазоне от минус 200°C до 100°C с дискретностью 0,1°C.

Устройство запитывается от источника постоянного напряжения 12В и обеспечивает при использовании одного нагревателя мощностью 24Вт максимальный перегрев относительно температуры окружающей среды более 50°C. Предусмотрена возможность дополнительного контроля температуры в термостатированном объеме с записью в персональный компьютер посредством термодпары К-типа и цифрового мультиметра АРРА305 с основной погрешностью измерения 1,1°C и с разрешающей способностью 0,1°C.

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕЛИНЕЙНЫХ ЭФФЕКТОВ В ДИНАМИКЕ ВОЛНОВОГО ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ГИРОСКОПА НА ПОДВИЖНОМ ОСНОВАНИИ

М.Ю. Кушнир, А.Н. Маслов
И.В. Меркурьев, В.В. Подалков

MerkuryevIV@mpei.ru

Национальный исследовательский университет «МЭИ»

Волновой твердотельный гироскоп (ВТГ) является одним из перспективных датчиков инерциальной информации космического применения. Чувствительным элементом

ВТГ является тонкий упругий осесимметричный резонатор, по измерению малых колебаний которого определяются угловое движение основания. Особенности системы управления и измерения ВТГ является взаимосвязь электрических и механических колебаний, нелинейная зависимость сигналов управления и измерения от амплитуды колебаний резонатора и параметров электрического контура. Несовершенство технологии изготовления резонатора, малая наведенная анизотропия вязкоупругих свойств конструкционного материала резонатора, нелинейные свойства колебательного контура приводят к дополнительным систематическим погрешностям в измерениях гироскопа.

В целях повышения точности ВТГ поставлена задача построения новой математической модели движения резонатора ВТГ в виде тонкой упругой оболочки вращения на подвижном основании. Предполагается, что упругие свойства материала резонатора в случае малой наведенной анизотропии имеют симметрию кубического кристалла. Анизотропный упругий модуль является малым по отношению к двум изотропным упругим модулям. Ориентация кристаллофизических осей относительно осей, связанных с резонатором предполагается произвольной. Для учета взаимосвязи электрических и механических колебаний тонкого упругого резонатора использован метод Лагранжа – Максвелла. В одномодовом приближении получены нелинейные дифференциальные уравнения, описывающие колебания резонатора на подвижном основании.

В докладе обсуждаются экспериментальные и расчетные методы исследования нелинейной системы. Построенные экспериментальные и расчетные амплитудно-фазо-частотные характеристики нелинейной системы позволили исследовать резонансные явления при медленно изменяющейся частоте внешнего воздействия на резонатор и при медленном изменении угловой скорости основания гироскопа. Решение задачи о нелинейных колебаниях резонатора использованы для аналитической и алгоритмической компенсации погрешностей гироскопа.

УСТОЙЧИВОСТЬ И ДЕКОМПОЗИЦИЯ ТРЕХОСНОГО ГИРОСТАБИЛИЗАТОРА С АНТИСИММЕТРИЧНЫМИ СВЯЗЯМИ ДВУХ КАНАЛОВ

**С.А. Черников
Н.Н. Щеглова**

**SA_chernikov@mail.ru
sheglovann@yandex.ru**

МГТУ им.Н.Э. Баумана

Рассматривается влияние на устойчивости трехосного гиросtabilизатора (ТГС) угла рассогласования осей чувствительности гироскопов (осей стабилизации ТГС) с осями карданова подвеса, которое обусловлено угловым движением основания вокруг оси параллельной внутренней оси карданова подвеса.

Показано, что рассогласование указанных осей оказывает дестабилизирующее воздействие на устойчивость ТГС, два канала которого оказываются антисимметрично связаны углом рассогласования. Дестабилизирующее воздействие проявляется в уменьшении запаса устойчивости по фазе двумерной взаимосвязанной системы по сравнению с сепаратными каналами. С целью обеспечения устойчивости ТГС при больших углах поворота основания решается известная задача декомпозиции ТГС путем введения в цепи стабилизации одноосных каналов дополнительных связей, компенсирующих дестабилизирующую взаимосвязь сепаратных каналов.

ОПТИМИЗАЦИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ДАТЧИКА СИЛЫ В АКСЕЛЕРОМЕТРАХ ТИПА Q-FLEX

С.Ф. Коновалов

sercon@bk.ru

Ю.А. Пономарев, Seo J.B.

А.А. Трунов, М.Г. Хохлова

m_hohlova@bmstu.ru

МГТУ им.Н.Э. Баумана

Рассматривается влияние геометрических параметров дифференциального плунжерного датчика силы, используемого в акселерометрах типа Q-flex и проводится их оптимизация с целью увеличения динамического диапазона прибора. Методами моделирования магнитных полей в программной среде Ansys Maxwell рассчитываются магнитные поля в зазорах магнитной системы датчика с учетом экспериментально определенных магнитных характеристик суперинвара – основы магнитопровода силового датчика прибора с кварцевым маятником. Учтено изменение массы лопасти маятника акселерометра при варьировании размеров кольцевого зазора магнитопровода и катушек силового датчика. Показана возможность существенного увеличения динамического диапазона акселерометра при выборе оптимальных размеров датчика силы.

МЕТОДЫ ЭМУЛЯЦИИ СОСТОЯНИЯ КОМПЕНСАЦИОННЫХ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ И ДУСОВ, СООТВЕТСТВУЮЩИХ БОЛЬШИМ ДИНАМИЧЕСКИМ ВОЗМУЩЕНИЯМ

С.Ф. Коновалов¹

sercon@bk.ru

Д.В. Майоров¹

maord1@yandex.ru

А.В. Польшков¹

polynkov@bmstu.ru

А.А. Трунов¹, В.Е. Чулков¹

Е.А. Попов², С.В. Смирнов², М.Э. Теслер²

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана

²АО «Центральный научно-исследовательский институт автоматике и гидравлики»

Рассматриваются варианты эмуляции различных состояний акселерометров и ДУСов компенсационного типа путем подключения регулируемых матриц сопротивлений и воздействия внешних управляющих сигналов, формируемых посредством РС, и вводимых в различные точки компенсационного контура. Показано, каким образом возможно создать состояния, соответствующие отклонениям подвижного узла прибора во всем диапазоне его допустимых смещений, ограниченных упорами, состояний усилителя компенсационного контура, а также и самого прибора, соответствующих большим измеряемым ускорениям и угловым скоростям (включая воздействия, превышающие динамические диапазоны измерения).

Приводятся сведения о возможности эмуляции сложных комплексных динамических воздействий (траекторных ускорений и скоростей, вибрации, ударных воздействий), позволяющих выявить особенности компенсационного контура прибора.

ОБ ИССЛЕДОВАНИИ ДВИЖЕНИЯ ВИБРАЦИОННОГО ИСТОЧНИКА СИСТЕМЫ АЗИМУТАЛЬНОЙ АКУСТИЧЕСКОЙ КОРРЕКЦИИ

С.Ф. Коновалов, П.Г. Русанов
Д.В. Майоров
В.Е. Чулков

vitaliy.chulkov@gmail.com
maord1@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Использование малогабаритных и недорогих гироскопов для реализации режимов гирокомпасирования при бурении нефтяных и газовых скважин в шельфе арктических морей не позволяет получить приемлемые точности определения положения азимутальной ориентации скважины из-за необходимости реализации сверхвысокой точности приборов. Использование для определения азимута магнитометров также не эффективно вследствие чрезвычайно малой горизонтальной проекции магнитного поля. Для точного определения местоположения буровой компоновки при бурении скважин предлагается использовать способ азимутальной акустической коррекции инклинометра, для реализации которого на поверхности Земли на равном удалении от устья скважины и от проектного положения плоскости бурения устанавливаются два вибрационных источника низкочастотного акустического излучения, частоты которых отличаются друг от друга, а уровни создаваемого акустического излучения измеряются и поддерживаются неизменными. С помощью компенсационных кварцевых акселерометров, входящих в состав инклинометра и используемых для измерения зенитного угла и угла «tool face», в период прерывания бурения производится измерение уровня вибрационного ускорения, проходящего от излучателей. По затуханию акустических сигналов на пути от источников вибрации к инклинометру определяется отклонение буровой компоновки от проектного положения плоскости бурения.

В качестве источника акустического излучения был выбран несбалансированный гибкий вал, приводящийся во вращение двигателем. Для эффективной работы в составе системы азимутальной коррекции в зависимости от выбранного режима излучения, акустический источник должен обеспечивать устойчивый и повторяемый режим генерации колебаний (кратковременных резонансных или длительных, близких к резонансным). Для определения устойчивых режимов генерации разработана математическая модель динамической системы источника, представляющая собой тяжелую нить, состоящую из 5 одинаковых, абсолютно твердых стержней, соединенных между собой и с сильфоном двигателя цилиндрическими шарнирами, обладающими упругими свойствами.

С помощью метода твердых тел были получены частоты и формы собственных свободных колебаний в вертикальной плоскости отрезка однородной тяжелой нити с одним и с двумя неподвижно закрепленными концами. По итогам проведенного анализа собственных частот колебаний нити в вертикальной плоскости при помощи дискретной расчетной схемы было получено следующее:

- Одна из полученных собственных частот механической системы близка к реальной резонансной частоте макета акустического излучателя и составляет 16,5 Гц.
- Результаты расчета статического состояния нити на основании дискретной расчетной схемы имеют хорошее совпадение с теоретическими данными, что говорит о близости математической системы к реальному макету.

Кроме того, при моделировании рабочих режимов генерации колебаний источником было обнаружено, что при разгоне вала наблюдается явление параметрического резонанса, при котором колебания вала вокруг нижнего устойчивого положения

равновесия сменяются колебаниями в верхней полуплоскости, где амплитуда колебаний достигает своего максимального значения. Данное явление свидетельствует о наличии в системе переменных, модулируемых параметров, которые меняются при достижении тех или иных режимов генерации, и требуют детального изучения.

ИССЛЕДОВАНИЯ, НАПРАВЛЕННЫЕ НА ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА

А.Н. Косторной

andreyka_kos@mail.ru

АО «Инерциальные технологии «Технокомплекса»

Микромеханические датчики нашли широкое применение как в гражданской, так и в военной областях:

- недорогая авионика – курсовертикали и прочие;
- автомобильные регистраторы параметров движения и системы навигации;
- дистанционно управляемые модели вертолетов, БПЛА и подводные аппараты;
- телеуправляемые наземные транспортные механизмы;
- измерительное и указательное оборудование;
- ручной и стационарный электроинструмент;
- системы распознавания жестов;
- персональные системы навигации и ориентирования в сочетании с ГНСС;
- системы стабилизации антенн, камер и подвесов;
- управление кранами, погрузчиками, сельскохозяйственной техникой и навесными приспособлениями для нее;
- полигонное оборудование для испытания транспортных средств;
- траекторные регистраторы, автопилоты;
- биомеханические исследования.

При этом большинство микромеханических датчиков обладают характеристиками, не позволяющими применять их в точных приборах, так как случайная составляющая дрейфа этих приборов обычно превышает $50^\circ/\text{ч}$.

На фирме АО «ИТТ» активно ведется выпуск кольцевого микромеханического гироскопа. Чувствительным элементом (ЧЭ) такого гироскопа является тонкий (толщиной 100 мкм) упругий осесимметричный резонатор (кольцо), совершающий изгибные колебания по второй основной форме. Кольцо подвешено на Z-образных упругих элементах, не оказывающих заметного влияния на изгибные колебания кольца. Кольцо вместе с торсионами выполнено из монокристаллической кремниевой пластины с плоскостью среза (111) методом объемного плазмохимического травления. Но при наличии ряда технологических погрешностей изготовления ЧЭ и других сборочных единиц, добиться величины случайной составляющей дрейфа ниже $50^\circ/\text{ч}$ невозможно.

Представленная работа посвящена двум технологическим операциям, позволяющим повысить точность микромеханического гироскопа до требуемого уровня на всем температурном диапазоне эксплуатации $[-60...+60]^\circ\text{C}$. Такими операциями являются балансировка ЧЭ и создание вакуума внутри корпуса датчика.

В работе представлена методика балансировки ЧЭ, результаты и зависимости изменения разностотности и сигнала квадратуры. Также изучено влияние демпфирования газа на работу и изменение величины добротности кольцевого микромеханического гироскопа. Проведены испытания по определению точностных характеристик микромеханического гироскопа.

АЛГОРИТМЫ АТТЕСТАЦИИ ДИНАМИЧЕСКИ НАСТРАИВАЕМОГО ГИРОСКОПА С УЧЕТОМ ЕГО РЕАЛЬНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ОТНОСИТЕЛЬНО ГЕОГРАФИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

В.П. Подчезерцев
Тан Синюань

podch@list.ru
tangxingyuan2016@163.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проверка и аттестация параметров инерциальных чувствительных элементов, используемых в современных системах ориентации, стабилизации и навигации обычно проводится на прецизионных поворотных стендах для получения точных и прогнозируемых характеристик этих приборов в условиях эксплуатации. Среди известных типов гироскопа наиболее многопараметрическую модель, определение компонент которой требует достаточно сложной и длительной методики аттестации, имеет динамически настраиваемого гироскопа.

В данной работе предложен алгоритм калибровки параметров динамически настраиваемых гироскопов в условиях выставки его корпуса в процессе испытаний с помощью поворотного стенда невысокой точности, но с прогнозируемой повторяемостью положений, которая заранее может быть аттестована. Разработана соответствующая математическая модель, учитывающая реальную ориентацию платформы поворотного стенда относительно опорной системы координат связанной с основанием стенда. Параметры модели аттестуются и паспортизируются на заводе-изготовителе. Предложены два алгоритма решения задачи калибровки гироскопов.

Данные алгоритмы по результатам их численного моделирования для различных модификаций динамически настраиваемых гироскопов показали высокую точность проверяемых параметров гироскопов при достаточно низких требованиях к выставке гироскопа относительно географической системы координат, что важно для практики, т.к. упрощает процедуру проверки гироскопов и не требует прецизионных и дорогих поворотных стендов.

Работа может представлять интерес для инженеров и специалистов в области разработки и испытаний прецизионных гироскопических приборов.

МОДЕЛИРОВАНИЕ КАЛИБРОВКИ ДИНАМИЧЕСКИ НАСТРАИВАЕМОГО ГИРОСКОПА НА ОДНООСНОМ ГИРОСТАБИЛИЗАТОРЕ

В.П. Подчезерцев
Цинь Цзыхао

podch@list.ru
qinzihao1215@163.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Производство современных приборов навигации, стабилизации и ориентации невозможно без лабораторных испытаний, приближенных к реальным условиям эксплуатации. Основными производителями современных поворотных стендов являются: «Acutronic» (Швейцария), «Actidyn systemes» (Франция) и «IdealAerosmith» (США). Эти стенды позволяют обеспечить задание угловых скоростей в диапазоне 0,01-10000 °/с при нестабильности угловой скорости 0,001-0,003 °/с и высокую точность позиционирования (около 2 угл.сек.). Однако они имеют достаточно большие габариты и грузоподъемность, необходимые для испытаний широкой номенклатуры изделий, высокую

стоимость, что не всегда соответствует габаритам калибруемым ДНГ, а также возможностям небольших предприятий, научно-исследовательских и университетских лабораторий.

В данной работе моделируется алгоритм высокоточного определения масштабных коэффициентов датчиков момента динамически настраиваемых гироскопов на автоматизированном поворотном стенде, построенном на базе одноосного гиросtabilизатора. В силу принципа работы платформа стенда следит за положением управляемого канала калибруемого гироскопа, а точное измерение угловой скорости вращения платформы средствами измерения углового положения и соответствующих временных интервалов с помощью автоматизированной системы управляемой компьютером обеспечивает высокую точность калибровки датчиков момента гироскопа. Поэтому стенд обладает достаточно простой конструкцией, малыми массо-габаритными характеристиками, энергопотреблением и себестоимостью.

Получены уравнения движения гироскопа совместно с гиросtabilизированной платформой как в режиме свободного гироскопа при выполнении условия динамической настройки, так и в режиме датчика угловой скорости, используемого для неуправляемого канала калибруемого гироскопа. На основе этих уравнений проведено численное моделирование работы гиросtabilизатора и гироскопа в среде Simulink (Matlab) для переходных и установившихся режимов. Показаны основные факторы, определяющие точность калибровки: характеристики измерительных приборов, параметры измерительных датчиков угла поворота платформы, а также влияние собственной скорости вращения Земли.

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ ПЛАНИРОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО МАНИПУЛЯЦИОННОГО РОБОТА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ОПЕРАЦИИ ЗАХВАТА ОБЪЕКТОВ

А.Г. Лесков, К.В. Бажинова

c8.df.mgtu@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время одной из основных задач космической робототехники является повышение безопасности работ, направленных на осуществление технического обслуживания спутников, сборки на орбите космических объектов, очистки околоземного космического пространства от техногенного мусора. Поэтому значительное внимание, которое уделяется вопросам разработки структуры и алгоритмов управления космическими манипуляционными роботами (КМР). Захват и манипулирование объектами входят в состав основных сборочных операций, выполняемых современными КМР. При этом управление КМР во время контактных операций происходит, в ручном режиме, что связано со значительным риском повреждения звеньев КМР или объекта вследствие человеческого фактора. Выполнение операций КМР в автоматическом режиме позволяет повысить их точность и надежность.

Планированию, моделированию и отработке роботизированных операций захвата и перемещения посвящены многие современные исследования. Они представляют интерес в плане используемых методов анализа и синтеза роботизированного захвата, а также определения его качества. Однако контактные операции космических манипуляторов, планирующиеся и выполняющиеся в автоматическом режиме, еще не были широко освещены в литературе.

В докладе рассматривается метод планирования и управления движением МР и звеньев ЗУ при захвате объекта манипулирования в условиях невесомости. Упругость

звеньев КМР, инерция и удаленность центра масс объекта манипулирования обуславливает необходимость учитывать возможность возникновения недопустимо больших ошибок позиционирования захватного устройства манипулятора и значительный рост контактных сил.

Испытания алгоритмов управления осуществлялись на базе функционально-моделирующего стенда КМР, разработанного в МГТУ им. Н.Э. Баумана. Входящие в его состав компоненты позволяют реализовать модели космического манипулятора и объекта манипулирования, а также модель контактного взаимодействия звеньев захватного устройства с поверхностью объекта.

Приведены результаты моделирования, доказывающие применимость рассматриваемого метода.

ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНО-МОДЕЛИРУЮЩИХ СТЕНДОВ КОСМИЧЕСКИХ МАНИПУЛЯЦИОННЫХ РОБОТОВ

А.Г. Лесков, В.В. Илларионов
К.В. Бажинова, Е.В. Селиверстова

c8.df.mgtu@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время особое внимание уделяется вопросам применения космических манипуляционных роботов (КМР), связанным с необходимостью повышения безопасности работ в открытом космосе, сокращения затрат на ремонт, техническое обслуживание космических аппаратов (КА). В связи с этим основными задачами космической робототехники в ближайшее время будет разработка структуры и алгоритмов управления автономных манипуляционных роботов при выполнении операций с объектами. Дороговизна КА и КМР, риски, которыми подвергаются космонавты при осуществлении своей деятельности, обуславливают необходимость тщательной подготовки и отработки всех манипуляционных операций в наземных условиях. Эффективным средством решения этих задач является разработка и применение функционально-моделирующих стендов (ФМС) КМР.

Моделирование контактных операций, операций в ближней зоне, а также при использовании интерактивных средств человеко-машинного интерфейса (ЧМИ) и других физических устройств требует воспроизведения операций в рабочей зоне КМР на физическом уровне. Такие возможности предоставляет полунатурное моделирование с применением в качестве макетов КМР промышленных роботов (ПР). Поскольку ПР имеют объемы рабочей зоны, сопоставимые с объемами рабочей зоны в оперативной области КМР, а динамика ПР позволяет обрабатывать быстрые колебания, на их базе удобно вести отработку подсистем и элементов космических манипуляторов.

Современный ФМС, разработанный в МГТУ им. Н.Э. Баумана, представляет собой полунатурный комплекс, включающий в себя объединенные по сети персональные компьютеры, серийные промышленные роботы, средства ЧМИ. В состав систем полунатурного моделирования входят компьютерные модели, макеты физических устройств, средства сопряжения, что позволяет производить моделирование динамики, кинематики, алгоритмов управления движением и действиями КМР, в том числе при осуществлении контактных операций.

На базе ФМС выполнен ряд исследований и разработок, посвященных захвату и переносу объектов в автоматическом и ручном режимах, операциям осмотра и идентификации объектов по их внешнему облику, двуручного манипулирования, управления КМР в командном и в копирующем режимах.

ПЛАНИРОВАНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЗВЕНЬЕВ ЗАХВАТНОГО УСТРОЙСТВА КОСМИЧЕСКОГО МАНИПУЛЯЦИОННОГО РОБОТА ПРИ ЗАХВАТЕ ДЕФОРМИРУЕМОГО ОБЪЕКТА

А.Г. Лесков, Е.В. Селиверстова

c8.df.mgtu@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Существует острая необходимость выполнения работ, связанных с манипулированием различными объектами, в экстремальных условиях, в том числе на околоземной орбите. Робототехнические системы предоставляют возможность выполнить какие-либо операции с объектами манипулирования (ОМ) без непосредственного нахождения человека в операционной зоне.

На данный момент манипуляции с ОМ в экстремальных условиях чаще всего осуществляются в копирующем режиме. Введение в контур управления человека влечет за собой колоссальную психологическую нагрузку на оператора, что может привести к повреждению или разрушению исполнительской части копирующего механизма вследствие человеческого фактора.

Альтернативой копирующим механизмам являются интеллектуальные системы, способные выполнять простейшие манипуляционные задачи в автоматическом режиме. Такие системы для выбора наиболее удачной стратегии захвата и манипулирования требуют точного моделирования поведения ОМ и захватного устройства манипуляционного робота (ЗУ МР) в процессе выполнения операции.

Роботизированный захват ОМ интенсивно изучается уже более 30 лет. Существует значительный прогресс в алгоритмах синтеза захвата и анализе его качества. Однако досконально исследован только захват жестких ОМ при наличии гравитации. В процессе захвата касание звеньями ЗУ МР объекта происходит не в один и тот же момент. При наличии силы тяжести это влечет за собой незначительное изменение положения ОМ, что не является критичным. В условиях невесомости изменяется не только положение объекта, но и вектор его скорости, что приводит к захвату ОМ не по желаемым областям или к потере объекта ЗУ МР. Поэтому задачи захвата и манипулирования с объектами значительно усложняются в случае отсутствия гравитации.

В работе рассматривается оригинальный метод планирования и управления движением звеньев ЗУ МР при захвате деформируемого объекта в условиях невесомости. Он является развитием существующей теории захвата. Применимость рассматриваемого метода доказана результатами моделирования.

ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ СИСТЕМЫ ПИЛОТИРОВАНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Н.Н. Фащевский, Чжан Канлэ

kanglezhang@yandex.ru

МГТУ им Н.Э. Баумана

В настоящее время более, чем в 40 странах мира ведется разработка беспилотных авиационных систем различного назначения. Для обеспечения эффективного проектирования таких систем необходимо решить целый ряд задач, основными из которых являются:

- Выбор специфического приборного оборудования системы управления БПЛА;
- Стыковка приборов терминальной части наземного пункта управления;

- Моделирование совместной работы наземной и бортовой частей системы;
- способы, методы и формы представления информации, необходимой для выполнения полетного задания оператором беспилотной авиационной системы.

В докладе представлен обзор состава системы управления БПЛА и терминальной системы управления. Также определены основные направления исследований для решения поставленных выше задач.



РАКЕТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ, ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА, ЛЁТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ, ЭКСПЛУАТАЦИЯ

АНАЛИЗ РАЗВИТИЯ СЕРВИСНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ КАК ФАКТОРА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.С. Свиридов, С.Н. Скворцов

kb1_ks@npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Обслуживание космических аппаратов (КА) на орбите с помощью автоматических орбитальных средств является перспективной коммерческой и технологической нишей на рынке космических услуг, развитие которой в ближайшем будущем может изменить сложившуюся модель создания и эксплуатации государственных и частных космических систем и комплексов различного назначения.

Внедрение сервисных космических технологий в космическую деятельность позволило бы повысить экономическую эффективность и качество решения целевых задач за счет продления сроков активного существования КА, восстановления их работоспособности при отказах, построения и поддержания целевой орбиты КА в случае нештатной работы средств выведения или двигательной установки КА. Стало бы возможным практическое решение нарастающей проблемы космического мусора.

Проведен ряд экспериментов по отработке ключевых элементов подобных технологий: ETS VII, XSS-10, XSS-11, DART, Orbital Express, SPHERES, RRM, MiTeX. Анонсированы проекты SMART-OLEV, Phoenix, DEOS, Vivisat и другие. К таким элементам относятся: автономное сближение, инспекция и стыковка (в том числе с неориентируемым объектом), передача электроэнергии и компонентов топлива, автономное выполнение операций манипулятором. Некоторые из них успешно отработаны в перечисленных выше миссиях.

Ряд экспертов придерживается мнения, что базовые технологии, необходимые для создания опытных образцов сервисных и обслуживаемых КА, уже достаточно развиты. Необходимо, чтобы заинтересованные субъекты космической деятельности - операторы космических систем, страховые компании, поверили в жизнеспособность рынка сервисных космических услуг, взяли на себя часть риска и инвестировали в пилотные проекты. Важную роль может сыграть активно вошедший в сферу космической деятельности частный бизнес.

Предприятия-разработчики КА, в свою очередь, должны сформировать собственное видение использования сервисных космических технологий в своих перспективных разработках, оценить экономическую целесообразность и создать соответствующий задел, рискуя в противном случае оказаться неконкурентоспособными на динамично меняющемся космическом рынке.

АЛГОРИТМ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАСПОЛОЖЕНИЯ БОЕВЫХ ЕДИНИЦ НА МОРСКОМ ТЕАТРЕ ВОЕННЫХ ДЕЙСТВИЙ НА ОСНОВАНИИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ RICAL

И.Л. Клёнов, А.Г. Виноградов

Wolf4D@list.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

В современных условиях рост радиуса действия и появление высокоточных и высокоскоростных средств поражения позволяет компактной мобильной группе войск контролировать значительное пространство без создания сплошных участков обороны или фронта. Это приводит к тому, что число моделируемых вариантов действий группировки становится столь велико, что без помощи вычислительных средств анализ затруднителен. Потому актуальной задачей является создание системы автоматизированного планирования боевых действий [1].

Основой предлагаемого алгоритма является подход, заключающийся в построении карты (дерева) всех возможных сценариев развития событий в ходе боевых действий [2]. Для этого каждая из боевых единиц (в специализированной литературе называемая термином юнит) сторон конфликта описывается двумя векторами – вектором состояния и вектором управления. Кроме того, у каждого юнита имеется собственный векторный целевой показатель, дающий представление о результативности действий данной единицы.

Для формирования вектора внутреннего состояния в работе использован представленный в [3] подход получения метрики RICAL, позволяющий поставить в соответствие каждой единицы набор обобщённо описывающих её состояние численных характеристик.

В данной работе метрика RICAL (Reliability, Information, Controllability, Ability, Learning) расширяется параметрами видимости, поражаемости, общей эффективности выполнения боевой задачи.

Корневой узел дерева сценариев, от которого начинает производиться построение, содержит состояние всех юнитов обеих сторон для момента начала интервала планирования. Лежащие ниже по дереву узлы (дочерние) строятся рекурсивно, опираясь на состояние предыдущих, лежащих выше (родительских).

Так, эти узлы содержат ситуации, являющиеся различными вариантами развития событий тех узлов, от которых произошло ветвление. В таком варианте ветви будут отличаться различным набором параметров в векторе управления для одного или нескольких юнитов.

Проходя по такому взвешенному дереву от корня до листьев, возможно получить вероятность осуществления того или иного сценария, что также является важной информацией для ЛПР.

Предложенный алгоритм позволяет получать сведения:

- об уязвимых зонах и слабых точках обороны защищаемой стороны;
- о наиболее вероятных манёврах наступающей стороны по отношению к обороняющейся;
- косвенно, сведения о вариантах наиболее эффективных действий для войск обеих сторон.

Литература:

1. Ларичев О.И., Петровский А.Б. Системы поддержки принятия решений. Современное состояние и перспективы их развития // Итоги науки и техники. Сер. Техническая кибернетика. – Т.21. М.: ВИНТИ, 1987, с. 131-164.

2. Клёнов И.Л. Марковские цепи как метод динамического прогнозирования в многообъектных многокритериальных системах управления летательными аппаратами. Молодёжный научно-технический вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. М.: МГТУ им Н.Э. Баумана, #04, апрель 2013.
3. Ролдугин В.Д. Моделирование и оценка эффективности боевых действий РВСН. М.: РВСН, 2005. 575 с.

ЭКОНОМИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАТРАТ НА ЗАПУСК РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Г.А. Бадиков
А.Г. Зуев
Р.Д. Левашов

grigori.badikov@rambler.ru
zuevatv1@rambler.ru

МГТУ им. Н. Э. Баумана

В настоящее время технологии вывода космических кораблей на околоземную орбиту требуют разработки новой экономической модели формирования затрат на изготовление и запуск ракеты-носителя, учитывающей изменения в процессе эксплуатации. Прежде всего это конструктивные изменения, учитывающие появление оборудования, использующего новые технологий и новые материалы, что, в свою очередь, ведет к изменению финансовых условий работы предприятия. При этом необходимо учитывать возможные изменения спроса на рынке космических запусков и, как следствие, изменение их количества. Существующие экономические модели формирования затрат не позволяют учесть эти факторы в полной мере. Основываясь на агрегатном методе расчета издержек, методах анализа эффективности инвестиций и представлениях о кривой роста производительности (кривой обучения), была разработана комплексная модель формирования затрат на запуск ракеты-носителя. Модель применима как на начальной стадии периода эксплуатации с целью определения эффективной стоимости запуска, так и в процессе эксплуатации, позволяя учесть фактические затраты прошлых периодов и скорректировать стоимость будущих запусков. В модели естественным образом учитываются затраты на модификацию ракеты-носителя. Затраты на разработку учитываются в стоимости запуска с помощью усовершенствованного метода аннуитета. Затраты на изготовление ракеты-носителя и операционные затраты на подготовку и выполнение полета определяются по кривой обучения. Затраты на страхование составляют фиксированный процент от текущей стоимости изготовления ракеты-носителя. В случае многократного использования ракет-носителей в модель включается стоимость возвращения на Землю и стоимость ремонта. Использование модели проиллюстрировано на данных о ракетеносителе Falcon 9, принадлежащей компании SpaceX. Результаты испытания модели формирования затрат на запуск ракеты-носителя показали, что стоимость запуска с повторно используемой первой ступенью снижается на 20 – 30%, а при увеличении частоты запусков их стоимость может быть сокращена более чем на 50 %.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЖАРНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ В ОБИТАЕМЫХ ГЕРМЕТИЧНЫХ ОТСЕКАХ МОДУЛЕЙ ДОЛГОВРЕМЕННЫХ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ И МЕЖПЛАНЕТНЫХ КОРАБЛЕЙ, ПРЕДНАЗНАЧЕННЫХ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ В ТОЧКАХ ЛАГРАНЖА

А.С. Мелихов

anatoly.melihov@gmail.com

ФГБУ ВНИИПО МЧС России

Важным направлением в развитии пилотируемой космонавтики является разработка долговременных орбитальных станций – космических заводов-лабораторий и межпланетных кораблей, предназначенных для размещения и эксплуатации в точках Лагранжа планетных и звёздных космических систем.

Эксплуатация орбитальных станций и межпланетных кораблей в точках Лагранжа имеет принципиальное преимущество перед эксплуатацией орбитальных станций и транспортных пилотируемых и грузовых космических кораблей на околопланетных орбитах. Благодаря устойчивому нахождению космических летательных аппаратов (КЛА) в зонах точек Лагранжа в течение неограниченного времени не требуется сколько-нибудь значительного расхода энергии (топлива, электрической энергии) на коррекцию орбит. Это повышает качество космических исследований, снижает их стоимость и касается КЛА любого размера.

Точки Лагранжа являются идеальным местом для длительного пребывания объектов с научными, производственными, наблюдательными, оборонными и другими функциями.

В связи с удалённостью места пребывания КЛА в точках Лагранжа от наземных и околоземных баз-складов, невозможностью оперативной доставки оборудования, затруднённым контролированием технического состояния материальной части модулей КЛА больших размеров встаёт вопрос о разработке надёжных и экономичных способов, ограниченного размера и массы средств обеспечения пожарной безопасности в обитаемых гермоотсеках модулей КЛА, предназначенных для размещения и эксплуатации в точках Лагранжа.

Повышенная пожарная опасность в обитаемых гермоотсеках модулей КЛА связана со следующими специфическими особенностями их устройства и условий эксплуатации: атмосфера обитаемых гермоотсеков КЛА значительно – до 25÷40 % (объемные) обогащена кислородом; в гермоотсеках используется большое количество конструкционных неметаллических материалов; гермоотсеки насыщены электрооборудованием.

На основе результатов фундаментальных исследований с учётом факторов космического полёта процессов воспламенения, горения и тушения загораний сформирована инновационная технология обеспечения пожарной безопасности в обитаемых гермоотсеках модулей КЛА и разработаны принципы устройства, реализующей указанную технологию автоматической системы обеспечения пожарной безопасности (ASFS) обитаемых гермоотсеков модулей КЛА, предназначенных для размещения и эксплуатации в точках Лагранжа. ASFS осуществляет предотвращение возникновения и тушение загораний в ОБГО модулей КЛА. При этом использованы приёмы пассивной и активной противопожарной защиты, основанной на использовании физических явлений, проявляющихся при протекании процессов воспламенения, горения и самопотухания загораний материалов и веществ в космическом полёте без применения огнетушащих веществ. Работоспособность ASFS подтверждена контрольными экспериментами по определению условий развивающегося горения и тушения загораний, проведенными борту станции «Мир», в орбитальном полёте, а также контрольной

апробацией функционирования автоматической системы, которой оснащён первый модуль Российского сегмента Международной космической станции под названием «Заря» после вывода его на околоземную орбиту.

Пассивная противопожарная защита обитаемых гермоотсеков модулей КЛА обеспечивается за счёт конструктивных приёмов: обеспечением пожарной безопасности электрооборудования обитаемых гермоотсеков; предотвращением горения массивных элементов из материалов, горючих в атмосфере обитаемых гермоотсеков, предотвращением горения листовых материалов и лакокрасочных покрытий в контакте с поверхностью теплопроводных элементов.

Практически все технические решения по обеспечению пожарной безопасности обитаемых гермоотсеков модулей КЛА защищены патентами России.

ОТРЫВ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОТОКА ГАЗА ОТ ПОВЕРХНОСТИ ТЕЛА, СОВЕРШАЮЩЕГО ДВИЖЕНИЕ НА НЕУСТАНОВИВШИХСЯ РЕЖИМАХ

Р.Я. Тугазаков

renatsan@yandex.ru

Центральный аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского

Неустановившиеся режимы обтекания, например: колебательное движение летательного аппарата при снижении в атмосфере, резкое отклонение одного из органов управления аппарата, движущегося со сверхзвуковой скоростью. Эти нестационарные движения приводят к образованию инерционных сил, которые вызывают отрыв потока от обтекаемой поверхности. То есть при нестационарном обтекании реального аппарата существуют вязкие силы, связанные с отрывом пограничного слоя, и инерционные силы, связанные с образованием в идеальном газе вихрей, которые тормозят поток. В данной работе приводится схема образования инерционных сил в нестационарных течениях, с помощью, которой выводятся, аналитические условия для отрыва потока газа при нестационарном обтекании тела. Показано, что при быстром изменении наклона части обтекаемой поверхности по времени, образуются области с разными потоками газа. В результате столкновения этих потоков производная нормальной скорости к обтекаемой поверхности может при определённых условиях иметь разные знаки по обе стороны, образующегося контактного разрыва. Это приводит к тому, что в одной области газ прижимается к поверхности, а в другой отходит от неё. То есть появляется сила, закручивающая контактный разрыв в вихрь, который всплывает над поверхностью. Полученные аналитические условия описывают ранее полученные данные численного моделирования и эксперимента при обтекании выпуклого угла [1-2].

Литература:

1. Тугазаков Р.Я. К теории отрыва сверхзвукового потока невязкого газа в задачах газодинамики // МЖГ. РАН. 2016, № 5, стр. 118–124
2. Баженова Т.В., Гвоздева Л.Г. Нестационарные взаимодействия ударных волн. М.: Наука, 1977, 274 с.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ СВОБОДНОГО ДВИЖЕНИЯ АВИАЦИОННОЙ РАКЕТЫ ПРИ СХОДЕ С НАПРАВЛЯЮЩИХ ПУСКОВОГО УСТРОЙСТВА САМОЛЁТА-НОСИТЕЛЯ

И. В. Морозова, В.И. Садчиков

flight15@tsagi.ru

Центральный аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского

Задача исследования пространственного движения авиационной ракеты при наличии механических связей с самолётом-носителем, которое называют несвободным, является чрезвычайно важной. Это обусловлено, главным образом, необходимостью определения начальных условий свободного полёта ракеты после разрыва связей с авиационным пусковым устройством (АПУ) и последующей оценкой их влияния на:

- безопасность старта (отсутствие соударений между элементами ракеты и самолёта-носителя);
- устойчивость и управляемость ракеты;
- относительную траекторию движения и угловое положение ракеты и самолёта-носителя на стартовом участке полёта;
- функционирование системы наведения ракеты (возможность срыва сопровождения цели головкой самонаведения);

Целью данной работы является создание методики численного моделирования динамики несвободного движения авиационной ракеты при наличии пространственной системы связей с АПУ самолёта-носителя, которая в общем случае, может быть статически неопределимой. Методика предназначена для анализа несвободного движения ракеты, движущейся по прямолинейным направляющим АПУ под действием силы тяги двигателя. Предложен также подход, позволяющий на основе разработанной методики, учесть наличие криволинейного участка АПУ. Поскольку характер несвободного движения ракеты во многом определяется аэродинамическими силами и моментами, рассмотрены вопросы, связанные с построением математических моделей аэродинамических сил и моментов, действующих на ракету в изолированном состоянии, а также в присутствии самолёта-носителя. Приведены результаты математического моделирования несвободного движения ракеты класса «воздух-воздух» при старте с АПУ, расположенного под крылом самолета-носителя.

РЕЖИМЫ СВЕРХМАНЕВРЕННОСТИ В БЛИЖНЕМ ВОЗДУШНОМ БОЮ

В.Н. Желнин¹

Г.Е. Арапов², В.И. Желонкин²

М.В. Желонкин², О.И. Ткаченко²

zhelonkinmichael@mail.ru

¹ОАО «ОКБ Сухого»

²Центральный аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского

Основным свойством истребителя с отклоняемым вектором тяги на режимах сверхманевренности является его способность, за счет выхода на большие углы атаки, применить оружие при таких углах пеленга цели, при которых обычный истребитель сделать этого не может. За счет использования сверхманевренности в ближнем бою достигается опережение в пуске ракеты, что фактически предопределяет исход боя. Однако применение данного режима приводит к потере скорости, что лишает истребитель возможности эффективно маневрировать в пространстве. Это обстоятельство может иметь опасные последствия для него со стороны атакованного им, в том случае

если ракета по какой-либо причине не достигла своей цели. Поэтому важным является применение режимов сверхманевренности тогда, когда их использование позволяет достичь максимальной эффективности и безопасности, а негативные последствия, вызванные потерей скорости, могут быть скомпенсированы в дальнейшем правильными действиями лётчика.

Применение режимов сверхманевренности при правильном выборе условий обеспечивает опережение в пуске ракеты, однако это не гарантирует однозначной «победы». В том случае, если достигаемое опережение в пуске больше времени полёта ракеты, тогда реализуется вариант, при котором вероятность поражения противника будет зависеть только от вероятности поражения ракеты. Этот вариант является наиболее оптимальным. Однако вероятность поражения ракеты не является стопроцентной, и потому важно предусмотреть ситуации, при которых воздушный бой продолжится. Возможна ситуация, когда опережение в пуске меньше времени полёта ракеты. В этом случае возможно «взаимное» поражение противников. Следует заметить, что даже малейшее опережение в пуске ракеты определяет психологический фактор, при котором может возникнуть ситуация, при которой противник попытается совершить противоракетный маневр, успех которого также не является однозначным.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ В КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛАХ

И.Б. Петров

petrov@mipt.ru

А.В. Васюков, К.А. Беклемышева

А.Е. Ермаков, А.О. Казаков

Московский физико-технический институт (государственный университет)

Данная работа посвящена моделированию разрушения и неразрушающего контроля композитов. Разрушение композитов при низкоскоростных ударах считается одним из наиболее опасных типов разрушения. Такие удары не приводят к пробиванию и даже деформации детали, которые можно было бы заметить невооруженным глазом. При этом происходят внутренние повреждения – расслоение, нарушение контакта между наполнителем и матрицей – которые существенно снижают остаточную прочность детали. Большую часть этих повреждений можно определить при помощи ультразвукового контроля, однако он требует длительного времени и не может быть проведен «в поле». Это повышает стоимость эксплуатации изделий с композитной обшивкой.

Неразрушающий контроль композитов производится, на данный момент, теми же устройствами, которые применяются для традиционных конструкционных материалов – стали, алюминия, титана. Эти устройства, в частности, не диагностируют закрытых трещин, наличие которых уменьшает прочность композитов в несколько раз, но не является столь существенным для однородных изотропных материалов. Разработка новых устройств и алгоритмов обработки сигнала для неразрушающего контроля композиционных материалов является крайне важной задачей. В данной работе приводится сравнение с экспериментом – А-сканами с ультразвукового датчика, полученными при исследовании композитной пластины, подвергнутой низкоскоростному удару.

Современная теория разрушения композитов – это активно развивающаяся область науки, однако ни один из существующих критериев разрушения не дает достаточно надежных результатов для разработки инженерных критериев [1]. В данной работе приведено сравнение нескольких критериев разрушения, наиболее часто применяемых в коммерческих пакетах, между собой и с экспериментом.

В работе используется гибридный сеточно-характеристический метод 1-2 порядка на нерегулярных тетраэдральных сетках [2, 3, 4]. Композит моделируется как однородная ортотропная среда [5]. Рассматриваются критерии разрушения Друкера-Прагера, Хашина, Пака, Цая-Хилла и Цая-Ву.

Литература:

1. M.J. Hinton, A.S. Kaddour. Maturity of 3D failure criteria for fibre-reinforced composites: Comparison between theories and experiments: Part B of WWFE-II // Journal of Composite Materials, 2013, №7, pp 925-966.
2. К.М. Магомедов, А.С. Холодов. Сеточно-характеристические численные методы. – М.: Наука. 1988.
3. Ф.Б. Челноков. Явное представление сеточно-характеристических схем для уравнения упругости в двумерном и трехмерном пространствах // Математическое моделирование, 2006, Т.18, №6, С. 96-108.
4. К.А. Beklemysheva, A.A. Danilov, I.B. Petrov, Y.V. Vassilevsky, A.V. Vasyukov. Virtual blunt injury of human thorax: Age-dependent response of vascular system // Russian Journal Of Numerical Analysis And Mathematical Modelling, 2015, v. 30, №5, pp 259-268.
5. I. B. Petrov, A. V. Favorskaya, A. V. Vasyukov, A. S. Ermakov, K. A. Beklemysheva, A. O. Kazakov, A. V. Novikov. Numerical simulation of wave propagation in anisotropic media. // Doklady Mathematics, 2014, v. 90, №3, pp 778-780

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЙ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ТЕЧЕНИЙ НА ПУСКОВУЮ УСТАНОВКУ

А.Г. Сенникова

anna20081801@rambler.ru

АО «Конструкторское Бюро Специального Машиностроения»

Развитие вооружения и военной техники выдвигает повышенные требования к обеспечению защищенности стратегических комплексов при ударном воздействии и к сокращению времени нанесения ответного удара. Наиболее сложными и наименее изученными являются газодинамические процессы внешнего воздействия при открытой крыше сооружения. До последнего времени для исследования этих процессов использовались экспериментальные методы, результаты экспериментов обрабатывались в виде эмпирических соотношений или феноменологических моделей. В настоящее время появляется возможность полноценного теоретического исследования с использованием современных компьютерных и программных средств расчета.

Целью работы является определение газодинамических нагрузок, вызванных затеканием потока горячего воздуха в пусковую установку (ПУ), после открытия крыши.

Процессы старта изделий из сооружения сопровождаются значительными нестационарными силовыми, а также тепловыми нагрузками на стартовое сооружение и изделие. В работе используется теоретический метод исследования с использованием современных компьютеров и программных средств расчета газодинамических процессов, таких как программный комплекс Fluent (ANSYS/ Workbench), в котором выполнены основные расчеты. Также были применены пакеты программ: AutoCAD, Creo Parametric 2.0, MathCAD.

На основе проведенных исследований и анализа сделанных расчетов получены следующие результаты:

- определены основные закономерности процесса внешнего воздействия при открытой крыше сооружения;

- разработаны модели ПУ и созданы проекты в программе Workbench, позволяющие проводить анализ и визуализацию течения воздуха;
- для решения поставленных задач определены факторы, которые влияют на течение и теплообмен в сооружении;
- определены силовые и тепловые нагрузки, действующие на изделие и обоснованы ограничения на параметры внешнего воздействия.

Полученные результаты дают возможность предусматривать специальные мероприятия для защиты отдельных, наиболее нагруженных элементов пусковой установки и изделия или всего сооружения при разработке новых перспективных комплексов. Что касается уже находящихся в эксплуатации ПУ, в которых подобные мероприятия не учтены и доработка не представляется целесообразной, то знание законов изменения нагрузок в зависимости от параметров приземного течения и от конструктивных особенностей пусковой установки позволяет повысить надежность старта изделия выбором оптимального времени старта после ударного воздействия. Далее планируется выполнить расчет при учете более реальных параметров окружающей среды, а также в программе ANSYS смоделировать облик ПУ в натуральную величину.

О РАЦИОНАЛЬНОЙ РАЗБИВКЕ НА ПЛИТКИ ЭЛЕМЕНТОВ ТЕПЛОЗАЩИТЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В.А. Каверин, М.И. Петров

vpk@npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Защита высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА) и, прежде всего, гиперзвуковых ЛА от аэродинамического нагрева в ходе полета и при спуске является важнейшей задачей, стоящей перед разработчиками новой техники.

Хорошо известен американский воздушно-космический самолет «Шаттл», имеющий теплозащитное покрытие, состоящее из 24192 плиток и 3254 гибких матов изоляции, которое защищает его от аэродинамического нагрева при выведении на орбиту и спуске.

На российском орбитальном корабле «Буран», по описаниям его разработчиков, почти каждая плитка имела свою геометрическую форму, толщину, кривизну поверхности. Соседние плитки должны были совпадать как по сопрягаемым поверхностям, так и по толщинам; ступеньки в сочленениях не допускались. Не только изготовить, но и просто спроектировать их было очень сложно. Наверное, впервые в отечественной практике использовали компьютерное проектирование такого огромного количества разнообразных деталей. Вероятно, иной подход был попросту невозможен, ведь только на плитки пришлось бы выпустить более сорока тысяч чертежей.

Но и для беспилотных высокоскоростных ЛА задача создания высокоэффективной теплозащиты от аэродинамического нагрева в ходе полета является одной из главных задач.

В связи с этим актуальна задача снижения трудоёмкости изготовления плиток, оптимизации по критерию: минимальное количество типоразмеров плиток и числа плиток.

В данной работе рассматривается вариант такой оптимизации.

ПРОЕКТИРОВОЧНЫЙ РАСЧЕТ ЭЛЕМЕНТОВ СИЛОВОГО НАБОРА СБРАСЫВАЕМОГО ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

**В.А. Каверин, А.М. Васильев
Е.Е. Морозов, М.В. Белов**

vpk@npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

В статье «Конструкция сбрасываемого головного обтекателя ракеты-носителя», опубликованной в «Трудах секции 22 имени академика В.Н. Челомея XL Академических чтений по космонавтике», была рассмотрена конструкция обтекателя в целом и его отдельных узлов, включая их функционирование при разделении створок обтекателя.

В данной работе, являющейся продолжением вышеупомянутой статьи, подробно рассмотрен проектировочный расчет элементов силового набора сбрасываемого головного обтекателя, разработанный и прошедший обкатку в ходе регулярно проводимых расчетов.

Критерий оптимизации – минимальная масса обтекателя при необходимой прочности и устойчивости, а также унификация по типоразмерам деталей и узлов.

На базе отработанного вычислительного алгоритма была создана программа проектировочного расчета, которая позволила сократить время обсчета вариантов и выбора оптимальной конструкции.

КОНСТРУКЦИЯ КОРПУСОВ ПРИБОРНЫХ ОТСЕКОВ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

**В.А. Каверин, М.А. Смирнов
С.В. Зинин, Д.А. Щукин**

vpk@npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Приборные отсеки летательных аппаратов (ЛА) предназначены для размещения полезной нагрузки, аппаратуры системы управления и прочих узлов и агрегатов. Внутри приборных отсеков обеспечиваются заданные условия функционирования размещенной в них аппаратуры.

Для обеспечения максимально возможного полезного объема приборные отсеки выполняют как часть планера ЛА.

В связи с этим, корпуса приборных отсеков воспринимают не только веса размещенной в них аппаратуры в условиях эксплуатационных перегрузок, но и подвергаются воздействию внешних аэродинамических факторов, а для ЛА, стартующих из-под воды, ещё и гидродинамических.

Для высокоскоростных ЛА зачастую высокие температуры и повышенные нагрузки, вызываемые аэродинамическими факторами, являются определяющими при проектировании приборных отсеков.

В данной работе рассмотрены конструкции корпусов приборных отсеков высокоскоростных ЛА разработки НПО машиностроения, включая конструктивно-силовые схемы, узлы и элементы конструкции, совместное функционирование узлов и агрегатов.

РАСЧЁТ ДИНАМИЧЕСКИХ АЭРОУПРУГИХ ХАРАКТЕРИСТИК СВЕРХЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

С.Ю. Мензульский, Р.В. Бура

s_menz@mail.ru

АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение»

В процессе разработки перспективного изделия АО «КТРВ» встала задача определения критической скорости флаттера сверхзвукового летательного аппарата. Данная задача была решена в системе конечно-элементного моделирования MSC.Nastran с помощью модуля MSC.FlightLoads. Валидация упруго-массовой модели ЛА проводилась по результатам частотных испытаний, аэродинамической модели – по данным продувок.

Построение упруго-массовой и аэродинамической моделей ЛА выполнялось поэтапно. Сначала разрабатывались и валидировались модели крыла, руля, фюзеляжа, затем интегрировалась модель всего летательного аппарата. Показано, что динамические аэроупругие характеристики изолированных рулей (даже с учётом жесткости закрепления) существенно отличаются от их аэроупругих характеристик в составе изделия. Во избежание возникновения флаттера проведена балансировка элементов конструкции сверхзвукового ЛА.

В процессе исследований возникали сбои расчётной процедуры MSC.Nastran при работе с кососимметричной моделью ЛА. Выполнена доработка упруго-массовой модели. Определены мероприятия, позволяющие избежать подобных проблем при работе с другими изделиями АО «КТРВ».

МОНОБЛОЧНЫЙ ЭКСПЕДИЦИОННЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС

В.Д. Денисов

denisov-vd@mail.ru

ГКНПЦ им. М.В.Хруничева

Доклад представляет собой обзор работ автора по созданию моноблочного экспедиционного космического комплекса (МЭКК) и может рассматриваться как презентация монографии. В основу концепции МЭКК положен суборбитальный самолет Мясищева В.М. - МГ-19. Приведены основные результаты исследований и основные рекомендации по технологии эксплуатации МЭКК.

Показано, что современный уровень технологий позволяет реализовать проект многоразового космического корабля, способного в моноблоке, стартовой массой 500 тонн, совершить экспедицию на Марс или Луну, облет Венеры (без ракет).

В данном проекте используется технология опережающего проектирования В.М.Мясищева и идеи основоположников космонавтики К.Э. Циолковского, в части создания искусственной гравитации, и Ф.А. Цандера в производстве продуктов питания в экспедиции.

Для выхода из гравитационного колодца используется комбинированная ядерная двигательная установка. Приводится оптимальная траектория выведения на орбиту Земли. В межорбитальном полете применяется бортовая ядерная электростанция и электроракетные двигатели. Приводятся результаты расчетов космической баллистики. Для дозаправки используются аналогичные корабли-заправщики (спасатели), по технологии К.Э.Циолковского-В.М.Мясищева, а для использования попутных ресурсов - напланетный горнодобывающий комбайн НИИ геохимии им. Вернадского.

Приводится решение проблемы радиационной безопасности экипажа ядерного МЭКК в межпланетном полете и достижимые параметры облучения при приемлемых

массовых характеристиках, а также оптимальные параметры искусственной гравитации в межпланетном перелете и безрасходное устройство для ее обеспечения.

Приводятся результаты расчетов экономической эффективности МЭКК в межпланетной экспедиции по сравнению с использованием ракет и орбитальных сборочных комплексов. Стоимость экспедиции на Марс по проекту вдвое дешевле традиционной. Приведен вариант технологии самофинансирования проекта.

Для сокращения времени перелета не исключаю возможности реализации в межпланетном полете других технологий на базе двигателя Леонова, Серла, энергоустановок Рощина-Година или Николы Тесла.

В заключительной части доклада приводится аннотированный перечень публикаций автора по теме:

1. Денисов В.Д. На Марс на одноступенчатом корабле. Доклад на чтениях, посвященных памяти Гагарина Ю.А., г. Гагарин, 2012 г.

2. Денисов В.Д. Дело Мясищева В.М. живет. Материалы для экспозиции Мясищева В.М. в краеведческом музее г. Ефремов, 2013г.

3. Денисов В.Д. Дело Мясищева В.М. живет. Доклад на чтениях, посвященных памяти Гагарина Ю.А., г. Гагарин, 2013 г.

4. Денисов В.Д. Экспедиционный космический комплекс нового поколения, Доклад на Королевских чтениях, 2013 г.

5. Денисов В.Д. Особенности космической баллистики экспедиционного космического комплекса нового поколения, Доклад на Королевских чтениях, 2014 г.

6. Денисов В.Д. Через тернии к звездам. Доклад на чтениях, посвященных памяти Гагарина Ю.А., г. Гагарин, 2014 г.

7. Денисов В.Д. Экспедиционный космический комплекс нового поколения. Международный Российско-Американский научный журнал «Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем», Казань-Дайтона Бич, №1(38), т.19, 2014, 145-151.

8. Денисов В.Д., Ошкин А.Е. Проблемы радиационной безопасности экспедиций на космическом корабле с комбинированной ядерной двигательной установкой. Труды XXXIX Академических чтений по космонавтике, г. Реутов, 2015, Королевские чтения Секция 22 имени академика В.Н.Челомея.

9. Денисов В.Д., Ошкин А.Е. Искусственная гравитация на многоэтажном атмосферно-космическом комплексе в межпланетной экспедиции. Доклад на чтениях, посвященных памяти Гагарина Ю.А., г. Гагарин, 2015г.

10. Бахвалов Ю.О., Денисов В.Д., и др. Учебно-исследовательский компьютерный стенд для моделирования ракетно-космических систем (УИКС). Свидетельство № 2011616220 от 19 мая 2011.

11. Денисов В.Д. Моноблочный экспедиционный космический комплекс. Доклад на 50-х Научных чтениях памяти К.Э Циолковского. Калуга. 2015 г.

12. Денисов В.Д. Оценка возможностей моноблочных экспедиционных космических комплексов. Труды 40-х Академических чтений по космонавтике, г. Реутов, 2016, Секция 22 имени академика В.Н.Челомея.

13. Денисов В.Д., Пугаченко С.Е. и Михайлов И.В. Анализ эффективности применения разгерметизируемых герметичных конструкций (РГК) в космосе. Доклад на чтениях, посвященных памяти Гагарина Ю.А., г. Гагарин, 2015 г.

14. Денисов В.Д. Летательный аппарат на электромагните. Доклад на XLIII общественно-научных чтениях, посвященных памяти Гагарина Ю.А., г. Королев, секция 3, 2016 г.

15. Денисов В.Д. Посадка моноблочной напланетной базы на Луну и Марс. Доклад на 51-х Научных чтениях памяти К.Э Циолковского. Калуга. 2016 г.

**ПРИМЕНЕНИЕ МОДИФИЦИРОВАННОГО МЕТОДА ПОЛЬГАУЗЕНА
ДЛЯ РАСЧЁТА ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ И ТРЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ
ЗАТУПЛЕННЫХ ТЕЛ**

В.Н. Булгаков
В.П. Котенев
Ю.С. Ожгибисова

vlbulg.jr@gmail.com

juli1307@rambler.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

При проектировании современных и перспективных летательных аппаратов, необходимо своевременно и достаточно точно определять тепловые потоки и трение на поверхности затупленных частей.

Для определения тепловых потоков в строгой математической постановке требуются значительные временные затраты. Поэтому на начальной стадии проектирования используются приближенные аналитические методы расчёта. Однако точность результатов при использовании аналитических подходов часто является неудовлетворительной. Одним из основных методов решения данной проблемы является метод Польгаузена, согласно которому профиль скорости в пограничном слое задается в виде полинома. Затем вводятся понятия толщины потери импульса и толщины вытеснения, определяются отношения этих толщин к толщине пограничного слоя и выводится дифференциальное уравнение относительно одной из этих величин. Этот метод как правило также требует заметных временных затрат при зачастую невысокой точности результатов.

Данный доклад посвящен использованию модифицированного метода Польгаузена, позволяющему оперативно оценить тепловые потоки и трение на поверхности затупленных тел с помощью аналитических выражений и с приемлемой погрешностью. На основе предложенного модифицированного метода разработан программный комплекс, используемый при решении следующих задач:

- проведение расчётов тепловых потоков на телах большого и малого удлинения;
- проведение расчётов коэффициента трения.

**МЕТОДИКА ЧИСЛЕННОГО РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОБТЕКАНИЯ
ОСЕСИММЕТРИЧНОГО ЗАТУПЛЕННОГО ТЕЛА РАСХОДЯЩЕЙСЯ
СТРУЕЙ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО
ДВИГАТЕЛЯ**

В.В. Горский, М.Г. Ковальский

not-alone@yandex.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Испытание теплозащитных материалов в струях продуктов сгорания жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) уже в течение длительного периода времени относятся к числу основных видов стендовой отработки тепловой защиты. При этом к числу наиболее сложных проблем, стоящих на пути переноса результатов этих экспериментов на натурные условия функционирования тепловой защиты, относится решением задачи численного расчета обтекания осесимметричного затупленного тела недорасширенной струей продуктов сгорания жидкостного двигателя. Методике численного решения указанной задачи и посвящен данный доклад.

Эта методика базируется на использовании:

- методики и программы численного расчета на ПЭВМ параметров недорасширенной струи продуктов сгорания ЖРД, истекающей в затопленное пространство, разработанных в ФГУП «ЦНИИмаш» А.В. Сафроновым;
- методики и программы численного расчета на ПЭВМ методом Годунова обтекания осесимметричного затупленного тела плоскопараллельным потоком совершенного газа, разработанных также в ФГУП ЦНИИмаш и модернизированных А.В. Михалиным на случай расходящегося газового потока;
- процедуры сопряжения решений, полученных с использованием двух указанных программ.

При этом основная проблема, возникающая при реализации последней процедуры, состоит в том, что для решения задачи обтекания тела расходящимся газовым потоком необходимо задать параметры этого потока на ударной волне, возникающей перед телом.

В свою очередь, положение этой волны поле течения струи продуктов сгорания может быть установлено только в результате решения задачи об обтекании тела.

Таким образом, в данном случае мы имеем дело не с последовательностью численного решения двух газодинамических задач, а с решением двух взаимно сопряженных газодинамических задач.

При этом первая из этих задач, связанная с определением поля течения недорасширенной струи продуктов сгорания ЖРД в затопленное пространство, решается однократно. В то же время решение второй задачи может быть найдено только методом итерационного уточнения положения ударной волны в струе.

НЕКОТОРЫЕ ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО ВЫБРОСА ЛА

А.В. Плюснин, Ю.Р. Сабиров

vpk@npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

В узком смысле проектирование газодинамического выброса ЛА из пускового контейнера (ПК) подразумевает определение способа задействования, состава, тяго-расходных характеристик энергоустройств (ЭУ), обеспечивающих газодинамический выброс из ПК и движение ЛА на смежных участках начальной траектории движения. Условия газодинамического выброса, геометрические и массово-инерционные характеристики ЛА и ПК считаются при этом заданными. На параметры движения ЛА и на параметры, характеризующие силовое и тепловое нагружение корпуса ЛА, ПК, конструкций платформ, с которой осуществляется газодинамический выброс, накладываются определенные ограничения. Типичными ограничениями при подводном газодинамическом выбросе являются максимальное давление в ПК, максимальное ускорение ЛА, минимальная скорость выхода ЛА из ПК, максимальное давление раскупорки ПК, максимальное давление в ПК от втекающей воды и т.д. Ограничениями являются также условия реализуемости самих требуемых тяго-расходных характеристик ЭУ.

В докладе представлены некоторые теоретические подходы, позволяющие успешно решать в указанном смысле задачи проектирования газодинамического выброса ЛА, включая прогнозирование и предварительный расчет характеристик ЭУ, обеспечивающих движение ЛА на одном или нескольких участках начальной траектории движения.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАВИСИМОСТИ МАКСИМАЛЬНОЙ РАСЧЕТНОЙ ОЦЕНКИ ДАВЛЕНИЯ «ГИДРОУДАРА» ПРИ ПОДВОДНОМ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОМ ВЫБРОСЕ ЛА ОТ ВЫБОРА ФИЗИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЯВЛЕНИЯ

А.В. Плюснин

vprk@npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

При разгерметизации пускового контейнера (ПК) в ходе подводного газодинамического выброса возможно возникновение, под действием перепада давлений, интенсивного течения воды внутрь кольцевого пространства (КП) между ЛА и ПК, сопровождаемого критическим повышением давления среды на корпус ЛА. Условно это явление называют «гидроударом» в КП.

Одним из мероприятий по предотвращению «гидроудара» является предварительный наддув свободного пространства ПК. Оптимизация системы предварительного наддува ПК тесно связана с получением надежных оценок максимального давления в КП при «гидроударе». Наглядная и вычислительно простая схема расчета, основанная на соотношениях баланса массы и импульса для столба воды в КП, приводит в некоторых случаях к максимальным оценкам давления, которые затруднительно рассматривать как объективные. В этой связи в докладе обсуждаются физические модели явления «гидроудара» в КП, включающие учет податливости границ КП и возможную несплошность столба воды, втекающей в КП. Представлены результаты расчетов максимального давления «гидроудара» для этих моделей.

К ВОПРОСУ ОБ ОПРЕДЕЛЕНИИ ДОСТАТОЧНОГО КОЛИЧЕСТВА ГАЗА ДЛЯ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО НАДДУВА ПУСКОВОГО КОНТЕЙНЕРА ПРИ ПОДВОДНОМ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОМ ВЫБРОСЕ ЛА

А.В. Плюснин

vprk@npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

При подводном газодинамическом выбросе ЛА из пускового контейнера (ПК) свободное пространство ПК – кольцевое пространство (КП) между корпусом ЛА и ПК и пространство ниже кормового пояса уплотнения ЛА – наддувают до заданного уровня давления. Этим предотвращается интенсивное втекание воды и явление «гидроудара» в КП при разгерметизации ПК.

Количество газа, требуемое для обеспечения заданного давления наддува, обычно определяют, считая неявно, что в процессе наддува температура газа остается равной температуре окружающей среды. Такой процесс может быть действительно реализован при «изотермически медленном» темпе наддува. Фактически же процесс наддува по времени жестко лимитирован, и изотермичность процесса не кажется самоочевидной. Как раз, наоборот, на практике при опорожнении баллона высокого давления обычно отмечают сильное охлаждение газа. Кроме того, для условий, подобных рассматриваемым, рекомендуемые расчетные зависимости соответствуют адиабатическим условиям протекания процесса.

Математически строго показывается, что если бы было допустимо рассчитывать «адиабатически быстрый» наддув свободного пространства ПК по идеально-газовым зависимостям, то тогда запаса газа в баллоне системы наддува (БСН), определяемого

обычным образом, в точности хватило бы для получения заданного давления наддува ПК. В действительности расчет «адиабатически быстрого» наддува по зависимостям для реального газа дает существенно меньшее давление в ПК. Этот эффект есть следствие того, что величина удельной внутренней энергии газа, аккумулированного в БСН при высоком давлении, заметно меньше ее значения, соответствующего условиям, реализуемым в ПК.

В докладе представлена формула для определения необходимого запаса газа в БСН, учитывающая данный эффект и справедливая для условий «адиабатически быстрого» темпа наддува ПК. Результаты применения этой формулы иллюстрируются расчетами процесса наддува по зависимостям для реального газа. Исследуется значимость полученной формулы в связи с теплообменными процессами, имеющими место на стенках БСН, ПК и ЛА.

ИНТЕРВАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ВЕРОЯТНОСТИ БЕЗОТКАЗНОЙ РАБОТЫ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ МЕТОДОМ СТАТИСТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

А.Н. Покидюк

vpk@npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Выполнение требований к надежности, заданных в ТЗ (ТТЗ), должно подтверждаться по результатам испытаний. Однако в настоящее время объемы испытаний изделий ракетно-космической техники и их составных частей весьма ограничены. Поэтому существует потребность совершенствования методов оценки показателей надежности по малому объему экспериментальных данных. Одним из направлений развития методов оценки показателей надежности является применение статистического моделирования. Преимуществом данного метода является простота реализации, а также близость результатов к значениям, получаемым в ходе большого объема фактических испытаний.

Традиционно метод статистического моделирования используется для проектного расчета надежности при известных (или предполагаемых) законах распределений времени безотказной работы элементов. В данной работе метод статистического моделирования применен для оценки вероятности безотказной работы по результатам испытаний. При этом был сделан акцент на наиболее практически значимый случай небольшого количества испытаний при отсутствии отказов.

Предложено обоснование методом статистического моделирования формулы интервальной оценки вероятности безотказной работы, отличной от общепринятой. Поскольку известным недостатком статистического моделирования является нестабильность получаемых результатов, в данной работе значительное внимание уделено оценке погрешности.

**АДАПТИВНАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

М.В. Зенченко, Г.Г. Плавник

nevelsk45@yandex.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Система угловой стабилизации ЛА должна обеспечивать заданное угловое положение ЛА на всей траектории. При этом необходимо выполнять требования к качеству переходных процессов отработки возмущающих воздействий. Качество переходных процессов (время переходного процесса до достижения заданного уровня ошибки регулируемой величины) при заданной структуре системы угловой стабилизации определяется выбором коэффициентов стабилизации.

При наличии возможности уточнять (идентифицировать) в процессе полета значения некоторых наиболее существенных характеристик объекта, таких как коэффициенты аэродинамических моментов по углам атаки, скольжения и углам отклонениям рулевых поверхностей в каналах рыскания и крена, которые влияют на процессы стабилизации, вероятность обеспечения заданных параметров переходного процесса может быть повышена.

В данной работе рассматривается формирование коэффициентов стабилизации на основе идентифицируемых характеристик ЛА и восстанавливаемых координатах вектора состояния ЛА в процессе полета.

Приводятся результаты математического моделирования возмущенного движения со сформированными коэффициентами стабилизации. Результаты моделирования подтверждают возможность повышения качества переходных процессов за счет корректировки коэффициентов стабилизации в зависимости от идентифицируемых в процессе полета аэродинамических коэффициентов.

**ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ ИСПЫТАНИЯ ПРОЦЕССОВ
ИСПАРИТЕЛЬНОГО САМОЗАМОРОЖЕНИЯ СОЛЕВЫХ РАСТВОРОВ В
ВАКУУМЕ. ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ ИСПЫТАНИЯ СУБЛИМАЦИОННОЙ
СУШИЛЬНОЙ КОЛОННЫ НЕПРЕРЫВНОГО ДЕЙСТВИЯ**

Л.Н. Белоусов

Leonid79@list.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Объектом исследования являются процесс испарительного самозаморожения растворов солей с последующей сублимационной сушкой криогранулята и конструкция аппарата для осуществления данного процесса.

Цель работы – разработка нового оборудования двойного назначения для осуществления процесса сублимационной сушки жидких продуктов.

В процессе работы проводились исследования процесса испарительного самозаморожения воды в вакууме при подаче воды в камеру различными типами форсунок, исследования процесса испарительного самозаморожения растворов нитрата аммония различных концентраций с последующей сублимационной сушкой полученного криогранулята и получением ультрадисперсных порошков нитрата аммония.

В результате исследования была подтверждена реализуемость исследуемого процесса и работоспособность выбранной конструктивной схемы аппарата для его осуществления, получены образцы ультрадисперсных порошков нитрата аммония, пред-

ложена расчётная модель процесса, выработаны рекомендации по проектированию промышленного образца установок непрерывного действия для сублимационной сушки жидких продуктов, разработан общий вид и технологические схемы установок производительностью по исходному раствору 10 л/ч и 30 л/ч.

Степень внедрения – создана экспериментальная установка.

Эффективность установок определяется применением непрерывного способа их работы взамен периодического.

КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДЛЯ УБОРКИ МУСОРА

М. Д. Евтифьев

emd1958@mail.ru

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва

За 59 лет на разные орбиты вокруг земли было выведено огромное число космических объектов, в результате сегодня мы имеем проблему с космическим мусором (КМ). Самыми проблемными являются низкие околоземных орбиты (НОО) и геостационарные орбиты (ГСО). С каждым годом эта ситуация меняется в худшую сторону. КМ становится угрозой безопасности полетов космических аппаратов (КА) и верхних ступеней ракет-носителей. В связи с этим возникает острая необходимость уменьшения интенсивности техногенного засорения околоземного космического пространства.

В докладе для решения проблемы крупного КМ предлагается проект космического уборщика мусора (КУМ) на всех орбитах и космической системы на его базе. В частности для проекта КУМ предлагается в качестве космической платформы использовать хорошо зарекомендовавший себя в эксплуатации космический разгонный блок (КРБ) типа «Фрегат» с некоторыми незначительными доработками. Этот КРБ лучше всего подходит для уборки мусора и по ряду технических характеристик.

Для механизмов осуществляющих захват и закрепление КМ на КУМ предлагается использовать современные разработки в робототехнике, а для сближения с КМ и опознавания его на КУМ предлагается использовать ТВ-камеры и программное обеспечение с элементами искусственного интеллекта и т.д.

По расчетам автора при работе с ГСО на орбиту захоронения КУМ может осуществить двенадцать циклов (убрать 12 отслуживших КА).

КУМ для очистки низких орбит уводит мусор на более низкую орбиту с которой КМ через некоторое время попадает в плотные слои атмосферы и сгорает.

Выведение КУМ на опорную орбиту можно осуществлять ракетами-носителями типа «Союз-2-1а и -2-1б», а переход с опорной на целевую орбиту КУМ осуществляет самостоятельно по полуэллипсам Гомана.

Создав космическую систему из нескольких КУМ на КМ-емких орбитах мы можем за относительно короткий промежуток времени очистить от крупного мусора заданные орбиты и тем самым разрешить надвигающуюся серьезную проблему по крупному КМ.

СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ ДИВЕРСИФИКАЦИИ ОПК

Ю.Г. Буланова

julia_bulanova@icloud.com

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Современная государственная идеология развития ОПК и строительства вооруженных сил заключается в поддержании обороноспособности страны на уровне, обеспечивающем парирование существующих и возможных угроз территориальной целостности и суверенитету Российской Федерации, а также защиту её экономических и политических интересов, при этом не допуская излишней милитаризации экономики и общественной жизни. Исходя из этого, основной задачей ОПК на данном этапе является оснащение ВС РФ современными образцами военной продукции, с доведением доли современных образцов вооружения и военной техники до 70% от общего количества к 2020 году.

В числе приоритетных направлений также:

- повышение качества и конкурентоспособности продукции;
- обеспечение инновационного развития предприятий ОПК;
- развитие кадрового потенциала;
- совершенствование системы управления и развитие международного сотрудничества.

К 2020 году предполагается в основном завершить переоснащение вооруженных сил новой техникой и, следовательно, доля расходов на ОПК в оборонном бюджете России может существенно сократиться. Накопленный за время выполнения ГОЗ 2010 – 2020 гг. научно-технический и производственно-технологический потенциал предприятия ОПК должны будут использовать для диверсификации производства и частичной конверсии, обеспечивающей выпуск конкурентоспособной гражданской продукции для российского и международного рынка. Диверсификация и частичная конверсия являются единственными мерами, которые могут обеспечить предприятиям ОПК финансовую устойчивость в условиях пониженного государственного спроса на оборонную продукцию.

В данной статье представлены основные подходы к созданию модели диверсификации предприятий ОПК на основе поэтапного перехода к более широкому внедрению в основную продукцию техники и технологий двойного назначения для обеспечения повышения эффективности использования материальных и нематериальных производственных активов при дальнейшем совместном производстве оборонной и гражданской продукции.

Также в данной статье рассмотрены проблемы проведения конверсии ОПК, связанные с:

- неустойчивостью российской экономической системы и дефицитом необходимых материальных ресурсов как на уровне предприятий, так и в федеральном и региональном бюджетах;
- неудовлетворительным, с точки зрения требований мирового рынка, уровнем развития менеджмента и функционированием маркетинговых структур на оборонных предприятиях, их неготовностью к функционированию в условиях сильно сегментированного рынка гражданских потребителей, даже в тех случаях, когда они ранее осуществляли выпуск гражданской продукции;
- сложностью частичной переориентации потенциала научных и инженерно-технических работников ОПК на разработку инновационных продуктов гражданского назначения в отраслях и предприятиях ОПК не имеющих параллельного

гражданского производства на основе тех же технологий, в отличие, например, от авиа и судостроения.

ОСОБЕННОСТИ ДИНАМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ УПРУГОЙ КОНСТРУКЦИИ РН ПАКЕТНОЙ КОМПОНОВКИ

В.В. Афанасьева

corp@tsniimash.ru

М.А. Борисов, Л.В. Докучаев

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения

Рассмотрены РН симметричной пакетной компоновки с разным количеством боковых блоков. Проведен расчет и анализ собственных форм и частот с использованием программного пакета MSC. Nastran. Рассмотрено включение модели управляющего двигателя с гидроприводом в динамическую схему ракет-носителей тяжелого класса. С использованием свойств симметрии конструкции ракеты общая система уравнений динамики расщепляется на независимые подсистемы, каждая из которых содержит лишь один из 6 типов упругих колебаний корпуса. Смещения и повороты корпуса ракеты как твердого тела являются нулевыми тонами выделенных подспектров упругих колебаний. Проведена идентификация упругих тонов и определение соответствующих форм для эквивалентного бокового блока для разных форм колебаний центрального блока. Проанализирована возможность формирования единого номинального режима для каналов тангажа и рыскания.

РАЗРАБОТКА НАУЧНО-МЕТОДИЧЕСКОГО АППАРАТА ВЫБОРА СТРУКТУРЫ, СОСТАВА И ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА С ПРИМЕНЕНИЕМ ПЛАНЕТАРНОЙ РОЛИКОВИНТОВОЙ ПЕРЕДАЧИ ПОВЫШЕННОЙ ТОЧНОСТИ И НАДЕЖНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ

А.С. Носов

alekstambov@mail.ru

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» - «КБ «Мотор»

В статье излагаются сравнительный анализ передач линейного перемещения. Обоснован выбор планетарной роликвинтовой передачи как исполнительного механизма. Определены преимущества новой схемы электромеханического привода. Разработана методика проектирования электромеханического привода с новой планетарной роликвинтовой передачей. Проведены экспериментальные исследования планетарной роликвинтовой передачи и сделаны выводы для повышения точности воспроизведения заданного закон движения исполнительных элементов технологического оборудования и технических систем оборонно-промышленного комплекса.

В настоящее время повышается значимость обеспечения необходимой готовности для применения и расширения функциональных возможностей технологического оборудования и технических систем оборонно-промышленного комплекса. К силовым приводам предъявляются требования по повышению нагрузочной способности, точности позиционирования, надежности, долговечности, КПД, стойкости к ударным нагрузкам и ряду других параметров. Повышаются необходимые скорости и ускорения выходных звеньев. Приводы должны легко устанавливаться на изделие, заменяться и настраиваться, их обслуживание должно быть простым, а управление надежным

и легко программируемым. Необходимо снижать массу приводов и обслуживающего их оборудования. Постоянно ужесточаются требования к приводам по воздействию на окружающую среду.

Силовые электромеханические приводы с исполнительным механизмом на базе планетарной роликвинтовой передачи повышенной точности и надежности функционирования выбраны объектом исследования данной работы, выполненной для развития технологического оборудования и технических систем в оборонно-промышленном комплексе.

В работе предлагается разработка научно-методического аппарата обоснования выбора структуры, состава и параметров электромеханического привода с применением планетарной роликвинтовой передачи повышенной надежности функционирования, позволяющей повысить точность воспроизведения заданного закона движения технологического оборудования и технических систем в оборонно-промышленном комплексе. Рассмотрена схема электромеханического привода линейного перемещения повышенной точности и надежности на базе планетарной роликвинтовой передачи.

Сделаны выводы по результатам проведенных исследований, подтверждающие технологию изготовления передачи и привода в целом от технического задания до конечных испытаний и ввода в эксплуатацию, в соответствии с разработанной автором научно-методическим аппаратом.

В результате теоретических и экспериментальных исследований, проведенных в данной работе, получены следующие основные результаты:

- Разработана методика обоснования выбора структуры, состава и параметров электромеханического привода с применением планетарной роликвинтовой передачи повышенной точности и надежности;
- Обоснованы результаты математического моделирования и экспериментальных исследований управляемого электромеханического привода с применением планетарной роликвинтовой передачи повышенной точности и надежности;
- Разработана методика автоматизированного проектирования электромеханического привода с высокими динамическими характеристиками, заданной надежностью и долговечностью, реализованная в системе проектирования Компас 3D.
- Новизна работы заключается в разработке новой планетарной роликвинтовой передачи, схемы электромеханического привода и научно-методического аппарата, позволяющего создавать электромеханические приводы повышенной точности и надежности начиная с технического задания до установки на оборудования и запуска.
- Выполняется поиск вариантов использования электромеханического привода с планетарной роликвинтовой передачей повышенной точности позиционирования в условиях высоких нагрузок и скоростных характеристик для технологического оборудования и технических систем оборонно-промышленного комплекса РФ.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЧНОСТНЫХ КАЧЕСТВ РАБОЧИХ КОЛЕС ИЗ КОМПОЗИТНОГО МАТЕРИАЛА КОМПРЕССОРНЫХ АГРЕГАТОВ НАДДУВА

А.Н. Нетрусов

a.netrusov@mail.ru

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» - «КБ «Мотор»

В настоящее время происходит интенсивное расширение рынка турбокомпрессоров (ТК) в мире, а также их применение в специальной технике, но одной из главных проблем агрегатов наддува остается низкая эксплуатационная надежность (ЭН). Для различных ТК в зависимости от конструктивных особенностей число отказов системы наддува от общего количества отказов двигателя составляет 8-26%. Исходя из вышесказанного, дальнейший поиск способов повышения ЭН ТК является одной из актуальных исследовательских задач стоящих перед научным и инженерным сообществом. Повышение ЭН может быть реализовано путем применения КМ в элементах конструкции ТК.

Объектом исследования является рабочее колесо (РК) ТК. Цель работы состоит в оценке возможности замены РК ТК выполненных из традиционного материала (ТМ) на РК изготовленных из композиционного материала (КМ). Несмотря на большое количество конструкторских решений в области изготовления РК из КМ и широкого спектра КМ, в данный момент отсутствуют сравнительные исследования прочностных качеств РК из ТМ с аналогичными колесами, выполненными из КМ.

Для проведения исследования был использован метод математического моделирования в конечно-элементном комплексе Femap with NX Nastran.

Применение КМ при производстве центробежных компрессорных колес целесообразно по причине их низкой плотности. Она позволяет снижать массу и окружной момент инерции РК на 40%. Негативные последствия из-за значительного снижения жесткости РК, выполненного из КМ, отсутствуют. Рассмотренный в работе КМ возможно применять в компрессорах уже находящихся в эксплуатации путем замены стандартных колес на колеса изготовленные из КМ во время технического обслуживания.

ВОЗМОЖНОСТИ АНАЛИЗА КОЛЕБАНИЙ РЕЗЕРВУАРА С ЖИДКОСТЬЮ В СВОБОДНОМ ПО CODE_ASTER

Б.Д. Кашфутдинов

bkashfutdinov@bmstu.ru

Г.А. Щеглов

shcheglov_ga@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В работе рассматривается возможность использования свободного программного обеспечения Code_Aster для расчета методом конечных элементов форм и частот собственных колебаний упругих резервуаров, частично заполненных жидкостью, а также форм колебаний поверхности жидкости.

Программное обеспечение Code_Aster [1], название которого – это акроним от Analysis of Structures and Thermomechanics for Studies and Research (решение прочностных и термомеханических задач для научных целей и обучения) разработано и поддерживается под свободной лицензией французской энергетической корпорацией EDF. Code_Aster является открытым индустриальным пакетом инженерного анали-

за, который может решать широкий класс задач механики и мультифизики, аналогичный коммерческим пакетам NASTRAN и ANSYS.

Представлены результаты методического исследования задачи совместных колебаний цилиндрической оболочки с промежуточным днищем, имеющей две емкости, заполненных жидкостью с учетом воздействующего осевого ускорения. Данная задача является актуальной при проектировании аэрокосмических систем. Используется подход, который базируется на описании упругой конструкции через перемещения, а свободной поверхности жидкости и взаимодействия жидкость-конструкция через потенциал скорости, позволяющий вычислять присоединенные массы.

Полученные результаты показывают, что пакет Code_Aster обладает достаточными возможностями для применения его в качестве средства решения сложных задач динамики и прочности аэрокосмических систем наряду с известными коммерческими пакетами, что дает такие преимущества как бесплатность лицензии, открытость исходного кода и поддержка со стороны сообщества профессиональных пользователей.

Литература:

Documentation Code_Aster. [Электронный ресурс]. URL: <http://code-aster.org/doc/default/fr/index.php>. Дата обновления 12.11.16.

СРАВНЕНИЕ КОММЕРЧЕСКОГО И СВОБОДНОГО ПО ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ДИНАМИКИ И ПРОЧНОСТИ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

**П.С. Лукашин, Р.О. Луковкин
Г.А. Щеглов**

**bkaashfutdinov@bmstu.ru
shcheglov_ga@bmstu.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Свободное программное обеспечение (ПО) с лицензиями типа GNU GPL в настоящее время активно внедряется в практику работы западных промышленных предприятий. Программный код таких систем является общественным достоянием, аналогично тому, как общественным достоянием является таблица умножения. Это дает возможность большому сообществу пользователей без ограничений использовать и поддерживать данное ПО, расширяя его функциональные возможности. Дополнительным преимуществом является отсутствие платы за лицензию.

На кафедре «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана возможность использования СПО в инженерной практике изучается с 2008 г. в рамках программы «Университетский кластер» совместно с Институтом системного программирования РАН. Проводится внедрение свободного инженерного ПО в учебный процесс.

Анализ имеющегося программного обеспечения, примененного для решения методом конечных элементов задач динамики и прочности элементов конструкции аэрокосмических систем позволил выбрать для тестирования два пакета свободного ПО: CalculiX [1] и Code_Aster [2], достаточно широко применяемых за рубежом, в частности в странах Европейского союза.

В докладе рассматривается несколько тестовых задач статики и динамики конструкций, типичных для системы разделения космических аппаратов от ракеты-носителя. Проводится сравнение результатов, полученных в пакетах CalculiX и Code_Aster с результатами, полученными в пакетах NASTRAN и ANSYS. Показано хорошее совпадение результатов расчета.

Делается вывод о том, что текущий уровень развития свободного ПО позволяет начать его внедрение в практику предприятий российской аэрокосмической промышленности.

Литература:

1. Официальный сайт ПО CalculiX. [Электронный ресурс] URL: <http://www.calculix.de/> дата обновления 12.11.14
2. Официальный сайт ПО CodeAster. [Электронный ресурс] URL: <http://www.code-aster.org> дата обновления 12.11.14

ИСПЫТАНИЯ ОБРАЗЦОВ РАКЕТНОГО ВООРУЖЕНИЯ НА ДЕЙСТВИЕ ПОЛЕЙ МЕТРОВОГО ДИАПАЗОНА С УЧЁТОМ СВОЙСТВ ДИАГРАММ НАПРАВЛЕННОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ КАБЕЛЬНОЙ СЕТИ ИСПЫТЫВАЕМОГО ОБЪЕКТА

**Е.А. Дубровин, Е.А. Павлов
А.В. Пыж**

fgu12tsnii@mil.ru

ФГКУ «12 ЦНИИ» Минобороны России

В статье обоснован выбор достаточного количества ориентаций образцов ракетной техники относительно векторов Пойнтинга при испытаниях на непреднамеренное воздействие электромагнитных полей метрового диапазона.

В соответствии с требованиями действующих нормативных документов испытания образцов ракетной техники (РТ) на действие электромагнитных полей (ЭМП) естественного и искусственного происхождения проводят не менее чем в двух взаимно перпендикулярных положениях этих образцов относительно направлений векторов напряжённости полей, определяющих наибольший эффект от их воздействия или в 6-и взаимно перпендикулярных направлениях. Особенностью современных образцов РТ является то, что в общем случае не существует одного направления, вызывающего наибольший эффект воздействия, так как для каждого элемента кабельной сети, критичного к действию ЭМП (далее элементу КС), такое направление не только своё, но меняется от частоты. Количество таких элементов может достигать нескольких десятков. Особенностью испытаний образцов РТ на действие полей метрового диапазона является то, что реакция элемента КС на действие ЭМП сильно зависит от диаграммы направленности такого элемента, а, следовательно, и от направления воздействия. Поэтому 6-и направлений воздействия может оказаться недостаточно.

В статье на примере расчётной модели типового образца РТ исследованы свойства диаграмм направленности элементов КС. Обоснован выбор достаточного количества направлений воздействия на объект испытаний полями метрового диапазона для получения откликов, отличающихся от максимально возможных не более чем на заданную величину с вероятностью не ниже 0,95, для всех элементов КС.

ВЗРЫВНЫЕ ИСТОЧНИКИ РАСПРЕДЕЛЕННОГО ИМПУЛЬСА ДАВЛЕНИЯ

**В.И. Крайнюков¹
А.И. Потапенко², Р.В. Ульяненок²
А.А. Чепрунов²**

complex60@vpk.npomash.ru

fgu12tsnii@mil.ru

¹АО «ВПК «НПО машиностроения»

²ФГКУ «12 ЦНИИ» Минобороны России

Взрывные источники предназначены для воспроизведения импульсов давления микросекундной длительности при испытаниях материалов, преград и образцов

специальной техники, которые в условиях эксплуатации подвергаются действию импульсных механических нагрузок (удара, взрыва, импульсного излучения внешнего источника). Разработаны оригинальные взрывные генераторы импульсного давления из листового взрывчатого вещества (ВВ), позволяющие создавать за суперкороткое время (10^{-6} – 10^{-5} с) импульсы давления в диапазоне значений от сверхнизких (10 Па·с) до высоких (1000 Па·с). Работа взрывных генераторов основана на взрыве листового ВВ на поверхности преграды или взрыве на равноудаленном расстоянии от преграды, при этом заряд изготавливают с применением эластичного листового ВВ, что позволяет располагать его на поверхности преград сложной конфигурации и большой площади. В генераторах используются новые взрывные схемы: контактно-секторная, сотовая, ленточная, при этом длительность импульса давления регулируется размещением под ВВ слоев инертных пленок (полиэтилена, лавсана) или воздушного демпфера.

Новизна контактно-секторной (сотовой) схемы состоит в возможности создания невзаимодействующих детонационных волн на поверхности преграды при одновременном многоточечном дискретном инициировании накладного заряда из листового ВВ за счет разбиения заряда на небольшие секторы (соты) с зазорами между ними. Новизна ленточной взрывной схемы состоит в обеспечении формирования на поверхности преграды плавно изменяющегося профиля ударной волны при воспроизведении распределенных импульсов давления за счет использования лент ВВ, располагаемых на трубках круглого сечения и равноудаленно от поверхности нагружения.

Использование взрывных источников актуально для обеспечения испытаний перспективных защитных покрытий и материалов, подвергающихся в процессе эксплуатации действию импульсных механических нагрузок, а также для имитации столкновения, падения, что значительно расширяют возможности экспериментальных исследований в области обеспечения прочности сложных конструкций и задач материаловедения. Обеспечиваются испытания на воздействие распределенного по конструкции импульса давления с использованием рассредоточенных зарядов из листового ВВ. Генераторы являются компактными источниками большой энергии и использовались в практике динамических испытаний плоских и криволинейных конструкций. Для создания сверхнизких импульсов давления (менее 100 Па·с) использовались взрывные источники из лент ВВ, располагаемых по длине преграды на полиэтиленовых трубках. Разработка внедрена в ЦНИИ Минобороны России (г. Сергиев Посад) при проведении испытаний элементов ракетно-космической техники.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УДАРНО-ВОЛНОВЫХ СВОЙСТВ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С ВЫСОКОЙ ПОРИСТОСТЬЮ

В.П. Ефремов¹, В.Е. Фортв¹ vpk@promash.ru
А.В. Уткин², В.И. Крайнюков³, А.Н. Горяев³

¹ФГБУН Объединенный институт высоких температур РАН

²ФГБУН Институт проблем химической физики РАН

³АО «ВПК «НПО машиностроения»

Особая роль при создании защитных материалов от импульсных воздействий отводится возможности применения высокопористых материалов. Описание ударно-волновых свойств таких сред в рамках модели Зельдовича Я.Б. [1] возможно лишь при достаточно высоких давлениях, тогда как наибольший практический интерес пред-

ставляет область относительно низких давлений, менее 1 ГПа. В данной работе разработаны экспериментальные методы применимые для плотностей порядка $0.2\text{г}/\text{см}^3$ - $0.8\text{г}/\text{см}^3$ и проведены измерения ударно-волновой сжимаемости и импульсного растяжения ряда высокопористых материалов.

Для исследований использовались взрывные метательные устройства, обеспечивающие плоское метание алюминиевых ударников диаметром 70 -90 мм и толщиной 0.4 - 10 мм со скоростями 0.7 - 2.5 км/с.

Проведено сравнение ударно-волновых свойств композитов с различными типами пористости, включая ваты и композиты с порами, армированными микросферами [2].

Литература:

- Зельдович Я.Б. Райзер Ю.П. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений. 2-ое изд. – М.: Наука, 1976, с.
- Демидов Б.А. Ефремов В.П., Ивкин М.В., Ивонин И.А., Петров В.А. // ЖТФ. – 1997. – Т.67. – №11 – С.19-25

ОБ ИССЛЕДОВАНИИ ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКИХ ЭФФЕКТОВ МЕТОДАМИ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАССЕЯНИЯ ИОНИЗИРУЮЩЕГО ИЗЛУЧЕНИЯ

А.В. Березин¹, Ф.Н. Воронин¹ vpk@nprodash.ru
М.Е. Жуковский¹, М.Б. Марков¹, А.В. Сысенко¹
Ю.В. Помазан², Д.А. Жуков³, В.В. Конюков³, В.И. Крайнюков³

¹ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

²Секция прикладных проблем при Президиуме РАН

³АО «ВПК «НПО машиностроения»

Исследование воздействия радиации на ракетно-космическую технику является актуальной научно-технической проблемой. Электроны, тяжелые заряженные частицы и фотоны разрушают защитные покрытия, вызывают наводки в цепях радиоэлектронного оборудования и сбои микроэлектроники. Экспериментальные исследования этих воздействий сложны, дороги, а зачастую и невозможны.

Специалисты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН разработали комплекс прикладных программ РЭМП (Радиационное и ЭлектроМагнитное Поле), предназначенный для моделирования взаимодействия заряженных частиц и фотонов со сложными техническими объектами в реальных условиях их функционирования. Перенос свободных частиц в материалах объекта описан классическими уравнениями переноса. Распространение радиации в газовой среде моделируется классическими кинетическими уравнениями, учитывающими как рассеяние, так и взаимодействие заряженных частиц с самосогласованным электромагнитным полем. Электроны проводимости и дырки валентной зоны, генерируемые радиацией в активных зонах элементов микроэлектроники, моделируются квантовыми кинетическими уравнениями. Электромагнитное поле описывается уравнениями Максвелла. Численные алгоритмы основаны на статистическом методе частиц [1]. Пакет функционирует на суперкомпьютере ГВК К-100, созданном при поддержке АО «ВПК «НПО машиностроения».

Последней доработкой пакета является обеспечение моделирования термомеханических эффектов. Для этого пакет объединен в программный скрипт с кодом MARPLE-3D[2], моделирующую эффекты радиационной газовой динамики.

Проведено сравнительное моделирование воздействия рентгеновского излучения и электронных пучков на твердотельную преграду. Энерговыделение фотонов и быстрых электронов деформирует преграду, сторонний ток быстрых электронов фор-

мирует электромагнитное поле. Динамика твердотельной преграды моделируется уравнениями двухтемпературной газовой динамики [4]. Предполагается, что электродинамические и термомеханические свойства преграды незначительно меняются на временах жизни быстрых электронов. Исследуется взаимное влияние электромагнитных и газодинамических эффектов. Представлены результаты сравнения влияния электрического поля на динамику преграды для электронного и фотонного излучения сопоставимой интенсивности.

Литература:

- А. В. Березин, А. С. Воронцов, М. Е. Жуковский, М. Б. Марков, С. В. Паротькин, “Метод частиц для электронов в рассеивающей среде”, Ж. вычисл. матем. и матем. физ., 55:9 (2015), 1566–1578
- V. Gasilov, et al. Towards an Application of High-Performance Computer Systems to 3D Simulations of High Energy Density Plasmas in Z-Pinches // Applications, Tools and Techniques on the Road to Exascale Computing. IOS Press: Advances in Parallel Computing, 2012. Vol. 22, pp. 235-242.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ГАСИТЕЛЕЙ НА ВРЕМЯ ЗАТУХАНИЯ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ КА ДЗЗ С КРУПНОГАБАРИТНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ КОНСТРУКЦИИ МАЛОЙ ЖЕСТКОСТИ

**С.К. Хрупа¹
О.С. Коцур²**

vpk@npomash.ru

¹АО «ВПК «НПО машиностроения»

²МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматривается динамика КА ДЗЗ с крупногабаритными элементами конструкции малой жесткости на основе упрощенной модели. За критерий качества переходного процесса выбирается время его затухания, которое является весьма существенным параметром для выполнения функции КА на орбите.

Анализируются два варианта:

- Динамика конструкции без динамических гасителей (ДГ).
- Динамика конструкции с ДГ.

За основу берутся уравнения движения указанной модели, построенные на основе уравнения Лангранжа 2-го рода.

Как показали расчеты, при определенных параметрах ДГ наблюдается существенное снижение времени затухания переходного процесса. Показано что эффективность гасителей во многом зависит от выбора мест их установки.

Результаты иллюстрируются сравнением времени затухания переходного процесса без динамических гасителей и с установленными динамическими гасителями.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭКВИВАЛЕНТНЫХ УРОВНЕЙ ДИНАМИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ИСПЫТАНИЙ С ПОМОЩЬЮ ВИБРАЦИОННЫХ СТЕНДОВ

С.Н. Дмитриев¹, Р.К. Хамидуллин² vpk@npomash.ru

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана

²АО «ВПК «НПО машиностроения»

В данной работе рассматриваются причины проведения испытаний с заменой способа динамического воздействия. В частности, рассматривается актуальность проведения акустических испытаний с помощью вибрационных стендов.

На основе существующих алгоритмов определения эквивалентного уровня нагружения составлен алгоритм, дополняющий существующие методы. Определение испытательных нагрузок при эквивалентных испытаниях основывается на принципе равенства обобщенных сил и осуществляется расчетным путем с использованием конечно-элементной модели испытуемого изделия.

Обоснованность принципа замены способа динамического воздействия показывается на примерах стержневой и балочной конструкции. Для этих моделей рассмотрена эквивалентность кинематического и силового нагружения как для однородной конструкции, так и для моделей с переменными по длине жесткостными характеристиками и параметрами демпфирования.

Реализация алгоритма подбора гармонических сил, эквивалентных внешнему давлению, показана на примере панели и цилиндрической оболочки.

Литература:

1. П.Я. Носатенко, А.В. Бобров, М.Л. Баранов, А.Н. Шляпников. Экспериментальное определение акустических нагрузок при пусках РН «Стрела» и расчетное определение режимов экспериментально отработки выводимых космических аппаратов. Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, № 2, 2010
2. М.Ю. Либерман. О моделировании процессов формирования пусковых нагрузок, оказывающих динамическое воздействие на космический аппарат. Вопросы электромеханики Т. 136. 2013
3. А.И. Панкратов, В.А. Савкин, Н.А. Мозжерова, Моделирование спектров акустических вибраций тонкостенных конструкций на электродинамических вибрационных стендах. Труды ЦАГИ, Вып. 1138, М., 1969
4. А.К. Ефремов. Об эквивалентности испытаний на воздействие случайной вибрации. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2012. №2
5. Орлов А. С., Орлов С. А. Способ испытаний конструктивных элементов космического аппарата, в частности сотовых панелей, на механические воздействия. Описание изобретения к патенту. Заявка: 2008100415/28, 09.01.2008

РАЗВИТИЕ ВООРУЖЕНИЙ И ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ ПУТЁМ ОПЕРЕЖАЮЩЕГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НОВЫХ УСТРОЙСТВ НА ИСПЫТАНИЯХ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ОКР

А.А. Боровиков

borovic68@mail.ru

А.С. Бурков, С.А. Носиков

АО «ВПК «НПО машиностроения»

В настоящей работе рассматривается проблема практической проверки изобретений в реальных эксплуатационных условиях. В нынешнее время изобретателям (особенно частным) практически невозможно отработать и испытать разработанный продукт интеллектуальной деятельности.

Научная новизна работы заключается в решении этой проблемы путём включения проверок отдельных изобретений в процесс проведения испытаний новых видов вооружения, проводящихся в рамках ОКР. Суть состоит исключительно в использовании организационного ресурса при выполнении крупных работ, с целью испытания мелких изобретений.

Рассматривается возможность создания каталогов изобретений, способов, устройств, требующих практической отработки, по которым на конкурсной основе будут рекомендоваться предприятиям-разработчикам, выполняющим ОКР, новые идеи для включения их в свои изделия и претворения в жизнь.

Для повышения эффективности отбора изобретений предлагается законодательно закрепить обязательства за предприятиями-разработчиками и испытательными полигонами принимать на испытания при выполнении ОКР отобранные специальной комиссией новые устройства (совершенно новой разработки).

Для повышения интереса к изобретательству учитывается необходимость поощрений или субсидий авторам (изобретателям). Приведены примеры источников финансирования.

Рассмотрена необходимость доработки законодательной и нормативно-технической базы с точки зрения организации проведения ОКР, то есть включения соответствующих дополнительных разделов в программы испытаний и организационно-технические документы.

И, наконец, для устройств, хорошо показавших себя в ходе испытаний, предлагается упростить процедуру сертификации.

В данной работе предложены методы решения описанной проблемы, которые позволят повысить уровень технологического развития промышленности РФ, сэкономят средства Госбюджета, повысят интерес научно-инженерных кадров к рационализаторству.

МЕТОД КОНТРОЛЯ ВОЗДЕЙСТВУЮЩИХ ФАКТОРОВ НА ИЗДЕЛИЯ ПРИ ТРАНСПОРТИРОВАНИИ

К.В. Холковский, Р.А. Тугушев

kirill.kholkovskiy@yandex.ru

А.В. Нежелченко, С.В. Лемешев, П.В. Холковский

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Метод контроля и регистрации при перевозках изделий ракетно-космической техники, представляет собой контроль ряда требований, связанных с ограничениями по

уровню воздействующих факторов (перегрузки, удары, вибрация, температура, давление, влажность и т.д.)

Существующие на рынке системы контроля, имеют общепромышленное (или узкоспециализированное) назначение.

Используемые рядом предприятий ракетно-космической промышленности системы создаются на базе общепромышленных (по отдельному ТТЗ) с реализацией специфических требований к изделиям РКТ.

Основное предназначение данных систем это контроль и регистрация условий транспортирования.

Такие системы могут быть также использованы для:

- для проведения испытаний изделий в реальных условиях эксплуатации;
- подтверждение выполнения требований по ТВР контейнеров при эксплуатации;
- контроля параметров хранения изделий в эксплуатирующей организации и т.д.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ МЕТОДЫ ПОДГОТОВКИ КА НА КОСМОДРОМАХ

К.В. Холковский

Pavel_Xolkovskiy@inbox.ru

Р.А. Тугушев, С.В. Лемешев, П.В. Холковский

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Подготовка космического аппарата представляет собой комплекс сложных мероприятий, таких как, электрические испытания КА и заправка ДУ КА компонентами топлива и сжатым газом, а так же при необходимости сборка (разборка) КА.

В настоящей работе описываются существующие и перспективные методы подготовки КА на космодромах и приведен их сравнительный анализ.

Перспективным методом является подготовка КА и заправка ДУ КА на заводе изготовителе и транспортирование его непосредственно на стартовый комплекс либо ТК КГЧ космодрома с проведением на нем минимального объема электрических испытаний КА. При проведении электрических испытаний КА и заправки ДУ КА внутри контейнера появляется возможность сократить комплект наземного технологического оборудования, который применяется в существующих методах подготовки КА.

Подготовка КА внутри контейнера позволит минимизировать дооснащение технического комплекса КА и заправочной станции КА.

Электрические испытания КА внутри контейнера могут проводиться на космодромах с использованием существующих рабочих мест подготовки КА в не зависимости от показателя чистоты помещения.

Заправка ДУ КА в закрытом контейнере позволит исключить часть оборудования, такого как стенды заправки, подставки для КА и т.д.

Уменьшение необходимого для подготовки КА оборудования и упрощение технологии подготовки КА позволит сократить время подготовки КА на космодроме.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДОВ ПОДГОТОВКИ КОМПОНЕНТОВ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА ДЛЯ ЗАПРАВКИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

С.В. Лемешев

lemeshev_svjatoslav@mail.ru

А.В. Нежелченко

М.В. Телегин, П.В. Холковский, К.В. Холковский

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Подготовка и обслуживание изделий ракетной техники представляют собой комплекс сложных мероприятий. К одному из таких мероприятий относится подготовка компонентов ракетного топлива и проведение заправки изделия компонентами ракетного топлива.

Заправка изделия ракетной техники производится непосредственно на стартовой позиции. Доставка компонента, его подготовка и хранение на технической позиции – технически сложные технологические процессы, без которых не может состояться ни один пуск.

В настоящей работе производится сравнительный анализ двух методов подготовки компонентов ракетного топлива для заправки изделий ракетной техники.

Первый метод представляет собой процесс подготовки компонентов ракетного топлива на технической позиции с использованием стационарных хранилищ, подвижных агрегатов транспортирования компонентов ракетного топлива авто и железнодорожного назначения.

Второй метод подразумевает проведение работ по подготовке компонентов ракетного топлива также на технической позиции без использования стационарных хранилищ в пользу подвижных агрегатов термостатирования и насыщения компонентов ракетного топлива, является перспективным.

В докладе приведен сравнительный анализ двух методов, проведена оценка положительных и отрицательных сторон методов, их эргономичности и безопасности.

В результате проведенных работ и испытаний положен задел, который впоследствии может привести к дальнейшей доработке заправочных комплексов.

ПРОБЛЕМАТИКА ПОРООБРАЗОВАНИЯ ПРИ СВАРКЕ СПЛАВОВ НА АЛЮМИНИЕВОЙ ОСНОВЕ В ИЗДЕЛИЯХ РКТ

К.В. Панкова

ogmet-2012@yandex.ru

Т.И. Сивурова, И.В. Соловьева

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Алюминиевые сплавы остаются одним из основных материалов авиационной и ракетно-космической техники. По прогнозу потребление в авиации высококачественных алюминиевых сплавов (улучшенных серийных сплавов) и новых алюминиевых сплавов в 2020 г. может составить около 60% от общего объема потребляемых в авиастроении материалов.

Сплавы на алюминиевой основе обладают высокой коррозионной стойкостью, хорошей свариваемостью и стабильностью структуры и свойств позволит снизить не только массу, но стоимость авиационной техники, а также повысить ресурс ее работы. Для формирования структуры сварного соединения и основы сплава, которая обеспечивает повышение служебных характеристик, применяют различные режимы сварки

и термической обработки. Разработка этих режимов, которые будут стабильно обеспечивать заданный уровень механических свойств, а также быть экономически целесообразными и технологически осуществимыми, является актуальной задачей.

Одним из факторов неудовлетворительного качества сварного соединения являются поры, которые находятся в литой структуре и зоне сплавления, что приводит к снижению прочностных характеристик.

Целью работы является повышение качества сварных соединений алюминиевых сплавов.

В данной работе был проведен анализ сварных соединений сплавов на основе алюминия и выбран оптимальный технологический процесс изготовления сварных конструкций из применяемых АО «ВПК «НПО машиностроения» материалов.

МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО МОДАЛЬНОГО АНАЛИЗА

Д.А. Быков

vpk@npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

В данной работе будет рассмотрена методика проведения экспериментального модального анализа, применяющаяся в работе отдела динамических испытаний. Будет проведено сравнение методики проведения модальных испытаний с использованием датчика силы и без него (с помощью постоянного тока). Испытания проводятся с использованием аппаратуры Prodera и LMS.

Типы экспериментального модального анализа:

- виброударное тестирование;
- модальные испытания с помощью силовозбудителя (силовозбудителей) – будут рассмотрены в данной работе;
- операционный модальный анализ.

Этапы проведения экспериментального модального анализа:

- планирование эксперимента и препарирование датчиками объекта испытаний;
- проведение модальных испытаний;
- определение модальных параметров (собственные частоты, собственные формы колебаний, параметры затухания (демпфирование)).

Сигнал возбуждения при испытаниях с помощью силовозбудителя:

- синусоидальный сигнал с плавно меняющейся частотой;
- случайное воздействие;
- синусоидальный сигнал с последовательно меняющейся частотой.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ АНАЛИЗА УГЛОВЫХ КОЛЕБАНИЙ ПРИБОРОВ С ЧУВСТВИТЕЛЬНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ ИЗДЕЛИЙ РКТ ПРИ СЛУЧАЙНОМ ВИБРАЦИОННОМ ВОЗДЕЙСТВИИ

Д.О. Яковлев, Е.С. Еголева vpk@promash.ru
Д.А. Быков, Г.А. Кислухин, М.В. Мещеряков

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Разработана и апробирована методика расчетной оценки угловых колебаний приборов бортовой аппаратуры с чувствительными элементами по результатам испытаний на воздействие широкополосной случайной вибрации (ШСВ).

Данная методика позволяет проводить расчетную оценку угловых колебаний приборов бортовой аппаратуры разрабатываемых изделий при воздействии полётных вибрационных нагрузок с целями:

- оценки случайных (шумовых) составляющих угловых колебаний оснований командных приборов СУ с чувствительными элементами и учета их в упругой динамической схеме проектируемого изделия;
- оценки достаточности жесткости кронштейнов крепления, обоснования и выбора параметров амортизации и оценки её эффективности для приборов бортовой аппаратуры с чувствительными элементами;
- оценки параметров угловых колебаний оснований приборов бортовой аппаратуры (звездного датчика, гироскопов и др.) при работе источников вибрационных возмущений (двигателей-маховиков (УДМ), двигательной установки (ДУ) и др.);
- обоснования и выбора режимов испытаний приборных рам и приборных отсеков изделий при воздействии ШСВ;
- оценки достоверности измерений и эффективности используемых фильтров приборов с чувствительными элементами (датчика угловых скоростей (ДУС) и др.).

В процессе работы были решены следующие задачи:

- проведен анализ и систематизация накопленного экспериментально-методического материала по вопросам оценки параметров угловых колебаний;
- разработана методика проведения эксперимента по оценке угловых колебаний приборов бортовой аппаратуры;
- разработана методика расчетной оценки параметров угловых колебаний (амплитуд, скоростей, ускорений) в виде методических материалов, изложенных в ТС, ПМ и прикладного программного обеспечения;
- создан программный модуль расчета параметров угловых колебаний (амплитуд, скоростей, ускорений) основания приборов бортовой аппаратуры по результатам испытаний на воздействие широкополосной случайной вибрации.
- проведена верификация методики расчета параметров угловых колебаний на основании сравнения результатов с измерениями ДУС в процессе испытаний на воздействие полетной широкополосной случайной вибрации.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕМПЕРАТУРНЫХ РЕЖИМОВ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ЛА В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛОПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

И.В. Петрова

vpk@npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Современный уровень развития ракетно-космической техники, который характеризуется сложностью форм ЛА, чрезвычайно высоким уровнем температуры и тепловых потоков при аэродинамическом нагреве, высокой скоростью их изменения, а также специфические свойства применяемых композиционных материалов – все это требует проведения обширных экспериментальных исследований по отработке тепловых режимов конструкции в условиях, максимально приближенных к натурным.

Однако теплопрочностной эксперимент обычно сопряжен с большими материальными затратами и недостаточной информативностью по измеряемым параметрам. В настоящее время возникает острая необходимость на основе накопленного опыта выработать строгие критерии отбора, позволяющие заменить эмпирический подход целенаправленным поиском параметров систем, оптимальным образом отвечающих заданным условиям (программе испытания).

Приведены результаты исследования, целью которых является сокращение времени на подготовку теплопрочностных испытаний натурных конструкций ЛА из композиционных материалов с максимальным уровнем температур до 2100оС за счет создания математических моделей и программных средств, универсально пригодных для анализа работы разнотипных и многозонных электрических нагревателей:

- Разработаны математические модели и программные вычислительные средства для выбора компоновки, характеристик нагревательных блоков испытательных стендов и прогнозирования их режимов работы;
- Проведены серии расчетов с использованием математических моделей испытательного оборудования (нагревательных блоков, системы охлаждения), и определены режимы работы оборудования, отвечающие заданной программе полета ЛА;
- Проведена экспериментальная проверка результатов математического моделирования на испытательных стендах с использованием натурных конструкций ЛА;
- Обобщен опыт и подготовлены рекомендации для совершенствования экспериментальной базы стендов для теплопрочностных испытаний.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ СЛУЧАЙНОГО РАЗБРОСА ПАРАМЕТРОВ НА ДИНАМИКУ КОНСТРУКЦИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНТЕРПОЛЯЦИОННОГО МЕТОДА

Е.В. Юнак

yunak.ev@gmail.com

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Случайный разброс параметров внешних воздействий, условий эксплуатации и самой конструкции может существенно снизить ее функциональность вплоть до полного выхода из строя. Для нормального функционирования системы наиболее «важные» па-

параметры конструкции (например, ускорения, напряжения, перемещения и т.д.) должны находиться в заданных границах на заданном отрезке времени.

Оценка надежности механической системы в формулировке В.В. Болотина представляет собой вероятность совместного выполнения ограничений всех параметров качества на заданном промежутке времени. Это несложно выполнить, если известна интегральная функция распределения $F(v)$.

Как известно, метод Монте-Карло для систем уравнений высокой размерности требует часто весьма больших машинных ресурсов. Использование аппроксимации зависимости параметра качества системы от случайных параметров $v(A)$ в форме усеченного степенного ряда представляется весьма громоздкой в особенности, если требуется определение функций чувствительности второго порядка. Кроме этого, имеется принципиальное ограничение, если нелинейные функции в уравнении, описывающем динамику системы, имеют особенности.

Интерполяционный метод В.И. Чернецкого обладает практически такой же универсальностью и простотой вычислительного алгоритма, как и метод Монте-Карло, но при равном объеме вычислений обеспечивает более высокую точность. Весьма существенным недостатком интерполяционного метода является чрезвычайно большое количество узлов даже при умеренных требованиях к точности вычислений и небольшой размерности вектора A . Общее количество узлов, в которых необходимо вычис-

лить значение v , следующее: $\eta = \prod_{j=1}^m q_j$

Показано, что для вероятности попадания случайного вектора $Z = (z_1, z_2, \dots, z_m)^T$ в многомерную допустимую область существуют нижняя P_- и верхняя P_+ оценки ($P_- \leq P \leq P_+$), выраженные через вероятности попадания его элементов в соответствующие одномерные области. Оценки близки между собой, а значит, и к вероятности P при достаточной ее близости к единице. Для нахождения оценок требуется вычислить значения v в следующем количестве узлов:

$$\eta = \sum_{j=1}^m q_j.$$

Приведены результаты тестовых расчетов.

РАСЧЕТ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ АМОРТИЗАТОРОВ ИЗ ЭЛАСТОМЕРНЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ В УСЛОВИЯХ ОГРАНИЧЕННОГО КОНСТРУКЦИОННОГО ПРОСТРАНСТВА

И.С. Тамлянкин

vpk@npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Необходимость использования амортизаторов для гашения нежелательных колебаний и снижения действующих ударных нагрузок является актуальной задачей многих областей науки и техники. Во многих случаях возникают существенные ограничения по габаритам и весу, не позволяющие использовать некоторые из широко применяемых систем амортизации, таких как гидравлическая и механическая. В связи с этим была поставлена задача рассмотрения возможности применения малогабаритных элементов системы амортизации, изготовленных из полиуретана.

Выбор полиуретана в качестве материала для амортизаторов обусловлен сочетанием его жесткостных и деформационных характеристик, поскольку он обеспечивает рабочий диапазон деформаций, сравнимый с резинами и каучуками и при этом обладает большим диапазоном рабочих температур и большей жесткостью, ударной вязкостью и износостойкостью.

Для эффективного проектирования конструкций полиуретановых амортизаторов необходимо иметь возможность рассчитать рабочие характеристики, задав его геометрию и выбрав тип полиуретана. В данной работе для построения математической модели применялся феноменологический подход, основанный на принятии формальных зависимостей, которые позволяют с достаточной точностью аналитически описать экспериментальные данные. Это дает возможность применять информацию, получаемую из экспериментов при простом напряженном состоянии, к расчету конструкций, в которых возникает сложное напряженно-деформированное состояние.

В данной работе рассматривается создание модели материала, позволяющей с достаточной точностью проводить математическое моделирование амортизаторов, верификация математической модели на основе проведенных экспериментальных исследований и ее использование для проектирования и расчета амортизатора малых габаритов, обладающего «отрицательной» или «нулевой» жесткостью, допускающего многократное использование и работающего в условиях интенсивного нагружения.

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ ДАННЫХ, ПОЛУЧЕННЫХ В ПРОЦЕССЕ ПРОИЗВОДСТВА, С ЦЕЛЬЮ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ, НАКОПЛЕНИЯ И ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЗНАНИЙ ПРИ ПОМОЩИ АИС

А.В. Молчанский
Ж.А. Барабаш

molchanskii@yandex.ru
barabash_janna@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Каждый тип производства характеризуется определенными видами оборудования, загрузкой рабочих мест, квалификацией рабочих, оснащенностью технологиями, управлением, ресурсами, выпускаемой продукцией. В условиях единичного (индивидуального) производства рабочие места не имеют закрепленных за ним операций и загружаются различными операциями через неопределенные промежутки времени без какого-либо определенного чередования. В серийных процессах рабочие места загружаются несколькими закрепленными операциями, которые выполняются в определенной последовательности. В массовом производстве рабочие места загружены выполнением одной операции над одними и теми же деталями.

Соответственно, единичное и мелкосерийное производство характеризуется большим объемом информации. Для управления потоками информации, материальными и кадровыми ресурсами, производственными и технологическими процессами необходимо использование автоматизированной информационной системы (АИС). При этом в базе данных АИС находятся скрытые знания.

Задача данной статьи: разработать методику исследования данных, полученных в процессе производства, с целью преобразования, накопления и использования знаний при помощи АИС.

Для решения поставленной задачи необходимо рассмотреть следующие проблемы:

1. Анализа документации в производственном процессе.

2. Построения структуры взаимодействия участников производственной структуры с учетом их должностных инструкций.
3. Разработка алгоритма формализации документов на основе ABC - анализа.
4. Формализация документации.
5. Разработки структуры БД и связей между её компонентами.
6. Определить роли участников производственного процесса при заполнении базы данных о производственном процессе.
7. Разработки алгоритм получения знаний на основе обработки данных из БД.

ИНФОРМАЦИОННАЯ ПОДДЕРЖКА ПРОЦЕССОВ СЕРВИСНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ ИЗДЕЛИЙ

Н.Г. Кварацхелия

kvara_ng@mail.ru

Московский физико-технический институт (государственный университет)

В докладе представлен программный комплекс (ПК) «Рысь», обеспечивающий информационную поддержку процессов сервисного обслуживания сложных технических изделий. ПК «Рысь» - отечественный программный продукт, он спроектирован с учетом методических рекомендаций и современных стандартов информационной поддержки систем управления полным жизненным циклом (СУ ПЖЦ) сложных технических изделий и разработан на основе открытых программных продуктов и платформ.

ПК «Рысь» ориентирован на решение следующих задач:

- Формирование фактических показателей технической готовности изделий и стоимости сервисного обслуживания,
- Мониторинг технического состояния изделий,
- Планирование и контроль работ и ресурсов, необходимых для сервисного обслуживания и ремонта.

В составе комплекса – электронная модель изделия, нормативно-справочная база по изделию, формуляры и сервисные книжки, модуль управления работами и аналитический модуль, который позволяет контролировать показатели технической готовности и стоимости изделий в режиме реального времени.

ПК «Рысь» предоставляет участникам жизненного цикла следующую информацию по изделиям:

- Актуальные паспорта и формуляры изделий и агрегатов,
- Данные по наработке изделий и агрегатов,
- Данные по комплектации изделий, включая заводские номера наиболее важных узлов и агрегатов с учётом замены последних во время ремонта,
- Рекомендуемое расписание планово-предупредительных работ,
- Ожидаемую потребность в запасных частях и комплектующих,
- Сведения по отказам и поломкам,
- Сведения о выполненных работах,
- Текущие значения показателей технической готовности,
- Текущую стоимость всех ремонтных и сервисных работ.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПОЛНЫМ ЖИЗНЕННЫМ ЦИКЛОМ КАК СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ ПРОДУКЦИИ

Н.Г. Кварацхелия, И.Д. Плакитин kvara_ng@mail.ru

Московский физико-технический институт (государственный университет)

В современном мире важным фактором обеспечения конкурентоспособности производимого изделия является скорость реакции предприятия-изготовителя на изменения в научном прогрессе, скорость устранения неисправностей, а также способность организовать ее качественное обслуживание. Для этого требуется детальная информация об особенностях изделия, условиях эксплуатации, данных о техническом осмотре и ремонте и пр. Эту информацию невозможно получить на стадии разработки изделия, для того, чтобы располагать наиболее полной информацией об изделии, необходимо рассматривать его полный жизненный цикл, от разработки изделия до его утилизации.

Разделение жизненного цикла на стадии необходимо для того, чтобы эффективно отслеживать, управлять жизненным циклом и осуществлять послепродажный сервис. Во времена Советского Союза послепродажного сервиса не существовало: предприятие-изготовитель давало гарантию на свое изделие, и после истечения гарантийного срока, а также в не гарантийных случаях, эксплуатант изделия обслуживал его самостоятельно доступными ему методами, что могло привести к снижению надежности, эксплуатационной готовности, а также увеличению стоимости владения изделием. Современная Россия стала наследницей этой системы. Вследствие этого, страны-потребители продукции военного назначения, при прочих равных, предпочитают закупать продукцию иностранного производителя, у которой уровень послепродажного обслуживания, как правило, выше, чем у отечественной. Управление жизненным циклом продукции поможет предприятию-изготовителю отслеживать и контролировать показатели качества продукции на протяжении всего её жизненного цикла, тем самым увеличить уровень послепродажного обслуживания.

Ввиду описанных выше фактов становится очевидным, что в настоящее время существует спрос на технологии, осуществляющие управление полным жизненным циклом продукции, способные отслеживать и анализировать информацию об изделии на протяжении всего его жизненного цикла.

В предложенном докладе представлена модель системы управления полным жизненным циклом продукции. В процессе построения модели был проведен анализ потребителей информации, с выявлением состава данных, собираемых и обрабатываемых системой, после чего потребители информации и информация были соотнесены с одной из стадий жизненного цикла. Далее было составлено функциональное описание системы управления полным жизненным циклом с разделением ее на функциональные блоки. На основе полученных данных была составлена общая модель в виде диаграммы потоков данных в свободной нотации.

ИНТЕРВАЛЬНО-ДИНАМИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ВЫСОКОТОЧНОГО ГАРАНТИРОВАННО-ДОСТОВЕРНОГО ОЦЕНИВАНИЯ И ИДЕНТИФИКАЦИИ И РЕЗУЛЬТАТЫ ИХ ПРИМЕНЕНИЯ В ИНТЕГРИРОВАННЫХ СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ ВЫВЕДЕНИЕМ

В.Д. Дишель, Е.Л. Межирицкий **info@npcar.ru**
А.К. Быков, Н.В. Соколова

ФГУП “НПЦАП”

Обсуждаются научно-теоретические и практические вопросы создания интегрированных систем управления (СУ) объектами ракетной и космической техники в аспекте решения задачи корректируемой инерциальной навигации. Коррекция выходных данных инерциальной системы - координат и компонент скорости (задача оценивания) и параметров модели погрешностей инерциальных измерений (задача идентификации) - осуществляется по измерениям внешнетраекторных систем (ВТ-систем). Примерами их служат аппаратура спутниковой навигации (АСН), астровизирующие устройства, корреляционно-экстремальные системы и др.

Особенность задачи коррекции в рассматриваемой постановке обусловливается предположением, что на выходе ВТ-систем возможны измерения с произвольными по структуре, градиентам, величине ошибками. Функции плотности распределения их неизвестны, интервалы продолжительности неопределённые. Классические оптимальные и минимаксные (гарантирующие) методы обработки в этих условиях неработоспособны.

Для описания и учета указанных факторов предложена новая модель ошибок ВТ-измерений. В отличие от известных постановок, в которых ограничения, так или иначе, накладываются на тип ошибок, в данной модели допускаются ошибки любых типов. Все ошибки разбиваются по признаку того, приемлемым или, напротив, неприемлемым для выработки сигналов управления оказывается измерение, искажаемое той или иной ошибкой. Приемлемые - это измерения, ошибки которых ограничены по величине и градиенту. Остальные - неприемлемые. Ограничение накладывается только на объем, который они занимают в общем объеме принятых измерений. Задаётся ограничение через введение понятия минимально-гарантированного участия ВТ-системы в выработке сигналов управления.

Актуальность постановки порождена спецификой движения объектов многих классов, особенно ракет-носителей и разгонных блоков (РБ), процессам управления которым присуще свойство необратимости, что делает их СУ уязвимыми даже к кратковременным нарушениям в выходных данных навигации.

Предложен новый, названный интервально-динамическим, подход к обработке ВТ-измерений. В его основу положена концепция соединения метода динамической фильтрации с интервальным принципом формирования оценки, причем так, что увеличение периодичности обновления оценок не приводит к дополнительным ошибкам выполнения целевых задач управления. Интервальность выступает как ресурс, на основе которого осуществляется разделение ВТ-измерений, получаемых на очередном мерном интервале, на один из двух вышеуказанных типов.

В обеспечение интервальности одномоментные ВТ-измерения заменяются интервально формируемыми функционалами от них, а в уравнения динамики оценки вводится дельта-функция Дирака как множитель перед взвешенной невязкой функционалов ВТ-измерений. Функционалы строятся только из ВТ-измерений, которые системой на мерном интервале были распознаны как приемлемые (достоверные). Процедура распознавания основывается на методах искусственного интеллекта и

опирается на специальную методику численного интегрирования, которая разработана для семейства методов Рунге-Кутты.

Распределение функционалов оказывается близко к гауссовскому. Достигается это построением их в виде линейных комбинаций принятых на интервале достоверных измерений. В результате поступающая на обработку в фильтр измерительная информация становится адекватна допущениям теории фильтрации.

На основе аппарата сопряженных уравнений осуществляется оптимизация параметров фильтра.

Обсуждаются результаты более сорока миссий выведения со стартами с космодромов Байконур, Плесецк, ЕКЦ “Кургу”, выполненных РКК РН “Союз-2” с РБ “Фрегат”; РН “Протон-М” с РБ ДМОЗ; РН “Зенит” с РБ “Фрегат-СБ”, которые оснащены инерциально-спутниковыми СУ на основе данного теоретического и аппаратного задела. Семь лет они эксплуатируются, обеспечивая выведение с точностями, которые недоступны другим отечественным и зарубежным комплексам выведения, превосходя их в точности на один/два порядка.

Благодаря таким качествам, как информационная надежность, точность и продолжительность ее поддержания, интегрированные системы стали фундаментом систем управления нового поколения, инерциальная часть которых создается на основе многократно резервированных бесплатформенных инерциальных блоков.

ВЛИЯНИЕ ПОЛЯРИЗАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МИКРОПОЛОСКОВЫХ ФАР НА ТОЧНОСТЬ МОНОИМПУЛЬСНОГО МЕТОДА ПЕЛЕНГАЦИИ

Д.А. Евсеев¹, Е.В. Ильин²

dima-evs16@mail.ru

¹АО «ВПК «НПО машиностроения»

²Московский авиационный институт (национально исследовательский университет)

В радиоэлектронных комплексах ракетно-космических систем поляризационные свойства антенных комплексов являются определяющими в достижении высоких тактико-технических характеристик системы. Микрополосковые фазированные антенные решетки (МФАР), благодаря своим достоинствам: низкая стоимость, технологичность, малые массогабаритные характеристики, высоко востребованы в настоящее время. Существенным недостатком МФАР, ограничивающим применение данного типа антенн для решения определенного класса задач, является высокий уровень излучения на кроссполяризации. В связи с этим, целесообразна разработка методов подавления уровня кроссполяризационного излучения МФАР.

В докладе рассмотрен механизм возникновения кроссполяризационного излучения МФАР. Получены электродинамические модели фазированных антенных решеток (ФАР) X-диапазона на основе классического печатного излучателя, питание которого осуществляется штырем, и волноводного излучателя. Представлен способ подавления кроссполяризационной составляющей излучения антенны - внешний поляризатор. Построена математическая модель фазовой моноимпульсной системы с суммарно-разностной обработкой сигнала для каждой из рассматриваемых ФАР. Приведен расчет и сравнение коэффициента эллиптичности представленных ФАР.

Результатом работы является:

- оценка поляризационной восприимчивости рассматриваемых ФАР к излучению на кроссполяризации;

- оценка влияния помехи на “паразитной” поляризации на пеленгационную характеристику моноимпульсной системы;
- предложение способа подавления кроссполяризационного излучения МФАР.

АНАЛИЗ СПОСОБОВ УМЕНЬШЕНИЯ ПОГРЕШНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЗИМУТАЛЬНОГО УГЛА НАЗЕМНЫХ КОМПЛЕКСОВ ВТ НА ВЫСОКИХ ШИРОТАХ

**В.И. Богданов¹, Г.Г. Горелов¹
А.П. Колеватов², С.С. Легостаев²
Е.А. Сафонов², А.А. Широков²**

**wtbogdanov@gmail.com
kuroi77bf@gmail.com**

¹АО «ВПК «НПО машиностроение»

²АО «Пермская научно-производственная приборостроительная компания»

Точность определения начального азимутального угла наземного комплекса (НК) ВТ оказывает существенное влияние на эффективность его использования. В изделиях АО «ВПК «НПО машиностроения» для определения начального азимутального угла НК используется навигационный комплекс на базе бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) и спутниковой навигационной системы (СНС).

Основным способом определения начального азимутального угла с помощью БИНС является гирокомпасирование. Ошибка гирокомпасирования определяется инструментальными погрешностями инерциальных датчиков БИНС и зависит от широты места расположения объекта. Согласно результатам прогноза, при использовании системы «Азимут-БИ» (применяется в комплексе «Бастион») на широте 75° наибольшее значение погрешности не будет превышать 2,1 д.у., а на широте 85° - 6,1 д.у., что превышает допустимые значения (1,5 д.у.). Необходимость применения системы в высоких широтах потребовала провести исследования, направленные на повышение точности определения азимутального угла.

Для повышения точности получения азимутального угла исследовались следующие подходы: применение метода двойного гирокомпасирования и комплексная обработка навигационной информации. Уменьшение ошибки определения истинного курса в высоких широтах может быть достигнуто при использовании метода двойного гирокомпасирования. Начальная выставка методом двойного гирокомпасирования предполагает определение истинного курса при двух пространственных положениях системы в азимуте, отличающихся друг от друга на угол $\approx 180^\circ$. Анализ случайной составляющей дрейфов гироскопов выбранных навигационных систем показал, что продолжительность выставки при использовании этого метода должна составлять не менее 32,5 мин (примерно по 15 минут в каждом положении). При этом ошибка определения истинного курса на широте 85° может быть уменьшена до требуемой величины. При начальной выставке на широтах до 80° продолжительность начальной выставки методом двойного гирокомпасирования может быть уменьшена до 12,5 мин при сохранении требуемой точности. Недостатком этого способа является значительное увеличение времени начальной выставки и необходимость отработки объектом специальных положений.

Альтернативным способом повышения точности оценки азимутального угла является метод комплексной обработки навигационной информации БИНС и СНС. Испытания навигационных систем, выполненные на подвижной лаборатории АО «Пермская научно-производственная приборостроительная компания», показывают, что такой подход целесообразно использовать для уточнения начального азимутального угла,

полученного по результатам гирокомпасирования. Установлено, что эффективность метода комплексной обработки значительно возрастает при осуществлении объектом манёвров. Типовыми манёврами объекта можно считать: разгон, вираж, змейка. Возможность уточнения угла курса при ускоренном движении объекта объясняется следующим образом: при наличии ускорения происходит резкое увеличение ошибки определения скорости БИНС, вызванной погрешностью проектирования показаний акселерометров на оси навигационной системы координат. Сравнение БИНС скорости и СНС скорости (которая в данном случае выступает как контрольная величина) обеспечивает наблюдаемость азимутальной ошибки. В результате испытаний установлено, что для систем типа «Азимут БИ» ошибка уточнения азимутального угла оказывается сопоставимой с погрешностью метода двойного ГК. Недостатком этого метода является потеря автономности.

В целом данные методы позволяют обеспечить требуемую точность выставки азимутального угла наземных комплексов на высоких широтах.

РАЗРАБОТКА ПРИБОРА ПРОВЕРКИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ И МНОГОКАНАЛЬНОГО ИЗМЕРЕНИЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ

А.Р. Уваров

onlinep@mail.ru

Филиал АО «ВПК «НПО машиностроения» - КБ «Орион»

При производстве, испытании и эксплуатации ракетно-космической техники возникает необходимость проверки кабелей, приборов и электрооборудования различного назначения. Это невозможно сделать без задействования коммутирующих элементов внутри приборов, подавая питающее и управляющее напряжения по специально разработанной для этих целей циклограмме. Так же проверяемые изделия могут находиться в тесных помещениях или быть разбросанными по большой площади.

Имеющееся контрольно-проверочное оборудование либо имеют стационарное исполнение, либо недостаточную функциональность. В связи с этим было принято решение разработать мобильный прибор, позволяющий выполнить проверку на функционирование и измерить сопротивление.

Для решения поставленной задачи были определены основные требования к будущему прибору:

- обеспечить мобильность за счет небольших габаритов и массы;
- обеспечить проверку целостности цепей, сопротивления, сопротивления изоляции и функционирования проверяемых изделий;
- обеспечить наилучшие эргономические характеристики;
- напряжение измерения сопротивления не более 5 В;
- напряжение измерения сопротивления изоляции равно 100 В;
- ток измерения сопротивления не более 50 мА;
- обеспечить минимум 48 каналов;
- связь с ЭВМ по Ethernet.

Результатом проделанной работы являются разработанные функциональная и электрическая принципиальная схемы аппаратной части, определена основная логика работы устройства. В дальнейшем предстоит разработка программы для микроконтроллера и управляющей части для ЭВМ.

О СПОСОБЕ АНАЛИЗА ПОКАЗАТЕЛЕЙ БЫСТРОДЕЙСТВИЯ И БЕЗОШИБОЧНОСТИ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ОПЕРАТОРА ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ ПОДГОТОВКИ ДАННЫХ

Г.В. Казаков, В.В. Чемирисов

kgv.64@mail.ru

ФГБУ «4 Центральный научно-исследовательский институт»

При эксплуатации программных средств подготовки данных оператором выполняется множество элементарных действий ввода информации, характеризующихся шаблонными последовательностями выбора элементов управления пользовательского интерфейса манипулятором ввода. В ходе выполнения стандартных действий с элементами управления интерфейса программное средство реализует функции в соответствии с его назначением.

Известный методический аппарат позволяет исследовать и оценить пользовательский интерфейс программных средств для количественного выражения деятельности оператора. Результаты такой оценки, во-первых, создают возможности для определения направлений совершенствования пользовательского интерфейса, нацеленных на повышение значений соответствующих показателей на следующей итерации оценки, и, во-вторых, позволяют установить факт прекращения дальнейшей оптимизации пользовательского интерфейса.

Исследование интерфейса программных средств осуществляется без применения анкетирования операторов и с минимальным применением экспертных оценок. Основная идея анализа деятельности оператора программных средств – проведение мероприятий по сбору, накоплению и агрегированию статистических сведений по выполнению оператором элементарных действий ввода данных в соответствии с установленными шаблонными последовательностями выбора элементов управления интерфейса.

Разработанный программный модуль позволяет реализовать на практике данный способ. Это позволило исследовать типовой пользовательский интерфейс и количественно выразить деятельность оператора, участвующего в эксперименте, временными показателями, характеризующими продолжительность выполнения типовых функций программы и время, затраченное на устранение ошибок при выполнении таких функций.

Результаты, полученные в ходе анализа показателей деятельности оператора, были учтены при проектировании следующей версии пользовательского интерфейса. Показатели деятельности оператора, полученные на следующей итерации эксперимента, подтвердили положительную направленность изменений интерфейса.

Применение такого способа с учетом имеющихся ограничений потенциально гарантирует определять возможности изменения пользовательского интерфейса с точки зрения быстрого и безошибочного ввода оператором.

АНАЛИЗ СРЕДСТВ ПОСТРОЕНИЯ ГРАФИЧЕСКОГО ПОЛЬЗОВАТЕЛЬСКОГО ИНТЕРФЕЙСА, КАК НЕОТЪЕМЛЕМОЙ ЧАСТИ ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ ПОДГОТОВКИ ДАННЫХ

Г.В. Казаков, В.В. Чемирисов

kgv.64@mail.ru

ФГБУ «4 Центральный научно-исследовательский институт»

В статье приводятся результаты анализа методов построения графического интерфейса, как разновидности пользовательского интерфейса, в котором элементы (меню, кнопки, значки, списки и т.п.) представляются пользователю на дисплее в виде графических изображений.

В совокупности с широко используемыми методами, подходами и средствами разработки компьютерных программ неотъемлемой частью этой совокупности являются подходы и средства проектирования графического интерфейса. В процессе создания такого интерфейса требуется принимать ряд решений, среди которых находятся методические, технические и организационные решения.

Рассмотрены некоторые языки программирования, созданные для решения различного рода задач (Лисп, Фортран, SQL, Си, C++, C#, Java, Python, Ruby, JavaScript и др.). Проведен анализ современных средств интегрированной среды разработки (IDE). Современные IDE содержат средства для интеграции с СУБД, разнообразные инструменты для упрощения конструирования графического интерфейса пользователя, браузер классов, инспектор объектов и диаграмму иерархии классов — для использования при объектно-ориентированной разработке.

Проведен анализ средств объектно-ориентированного программирования (ООП). Отмечены достоинства и недостатки таких средств. Использование принципов ООП расширяет возможности проектирования программных средств и позволяет создавать сочетания иерархии классов. Благодаря разработке программ средствами ООП получили распространение «шаблоны проектирования» или как более распространено их называть — «паттерны проектирования». Им уделено отдельное внимание.

В сравнении с полностью самостоятельным проектированием шаблоны обладают рядом преимуществ, основным из которых является снижение сложности разработки за счёт готовых абстракций для решения целого класса проблем, унификация деталей решений (модулей, элементов проекта), что снижает количество ошибок.

Проведено сравнение паттерн проектирования «Модель-представление-контроллер» (MVC) по отношению к другим средствам разработки пользовательского интерфейса. MVC отделяет вид от модели, устанавливая между ними протокол, при котором вид должен гарантировать, что внешнее представление отражает состояние модели. При каждом изменении внутренних данных модель оповещает все зависящие от нее виды, в результате чего вид обновляет себя. Такой подход позволяет присоединить к одной модели несколько видов, обеспечив тем самым различные представления.

Для разработки графического пользовательского интерфейса программных средств подготовки данных предложено использовать модель MVC, модель разделения ответственности между разработчиками, что обеспечит контроль качества графического интерфейса на всех стадиях жизненного цикла программы.

АНАЛИЗ МОДЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТАМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А.Г. Андреев, В.Н. Захаров, Г.В. Казаков kgv.64@mail.ru

ФГБУ «4 Центральный научно-исследовательский институт»

Наиболее корректное определение надежности программного обеспечения (ПО) дал Г.Майерс. Но даже это определение имеет ряд недостатков. Дано определение надежности программного обеспечения как его свойство выдавать правильный результат, если варианты входных данных принадлежат допустимой области.

Для оценки показателя надежности программ предложены различные модели надежности, которые требуют анализа возможности их применения для оценки программного обеспечения автоматизированной системы управления полётами летательных аппаратов (АСУП КА).

Из всех неизвестных параметров моделей надежности ПО самым важным является число имеющихся в нем ошибок (Х.Холстед).

Самой известной моделью надежности программного обеспечения является модель, разработанная Э.Джелиински и П.Морандой, а также модель надежности ПО, разработанная М.Шуманом. Однако, поскольку первая модель использует теорию надежности аппаратуры, то она признана некорректной. Практическое использование этих моделей встречает ряд трудностей, которые в основном связаны с невозможностью получения исходных данных или с явным нарушением смысла предположений, которые лежат в основе модели. Например, предполагается, что после обнаружения ошибки, она мгновенно устраняется. На практике, после устранения обнаруженной ошибки производится тестирование программы на предмет выявления факта невнесения при этом новых ошибок. В работе Г.Майерса предложено использовать так называемые простые интуитивные модели, которые затрагивают вопрос оценки только числа имеющихся в программном обеспечении ошибок (дефектов) и не требуют никаких невыполнимых предположений.

Модель надежности программного обеспечения совершенно другого типа предложил Х.Миллс. В ней не используются никакие предположения о поведении функции риска. Модель использует только статистические данные.

В настоящее время процесс внесения ошибок в программу является самым слабым местом модели надежности, поскольку предполагается, что для собственных и внесенных ошибок вероятность их обнаружения одинакова.

Из приведенного анализа моделей надежности ПО следует, что до настоящего времени пригодной к практическому применению модели надежности не существует по той причине, что все модели надежности имеют предположения, которые базируются либо на интуиции, либо нереальны в практическом плане, поскольку в них отсутствует ясный физический смысл. Из этого вывода следует, что метод оценки надежности ПО не должен использовать какую-либо модель надежности, а должен использовать результаты испытаний программы на определенном числе тестовых вариантов входных данных и использовать известные методы теории вероятностей и математической статистики.

МЕТОД ОЦЕНКИ ПРОГНОЗНОГО СРОКА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННОЙ УСТОЙЧИВОСТИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТАМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А.Г. Андреев, Г.В. Казаков, С.Е. Таразевич kgv.64@mail.ru

ФГБУ «4 Центральный научно-исследовательский институт»

Имеющаяся устойчивая тенденция к росту числа, разнообразия и сложности задач, возлагаемых на Роскосмос, требует постоянного совершенствования автоматизированной системы управления полётами летательных аппаратов (АСУП КА), которое может проводиться по двум основным направлениям:

- путем модификации существующей системы;
- путем создания принципиально новой АСУП КА.

Традиционная процедура обеспечения требуемого качества модифицированной АСУП КА предполагает неизменность системы причинно-следственных связей процесса обеспечения требуемого качества модифицированной системы. Но факторы качества являются в определенном смысле взаимосвязанными. Такая процедура обладает определенным рода недостатками, связанными с устоявшимися процедурами формирования факторов качества АСУП КА.

Для повышения уровня качества модифицированной АСУП КА, обеспечиваемого традиционной процедурой ее проектирования, разработана реструктурированная процедура. Содержание такой процедуры базируется на использовании метода анализа сетей, который относится к теории измерений, и, в общем случае, применим к задачам доминирования влияния одного объекта (суждения) над другим.

Структура поставленной задачи прогноза срока обеспечения требуемого качества (информационной устойчивости) модифицируемой АСУП КА содержит на верхнем уровне факторы, представляющие основные силы, влияющие на состояние качества модифицируемой системы. Эти силы объединены в два кластера: (ТП) – «Традиционная процедура обеспечения качества системы» и (РСП) – «Реструктурированная процедура обеспечения качества модифицированной системы».

В каждый кластер входят показатели, определяющие суть традиционной процедуры обеспечения качества АСУП КА и ее реструктуризации. Эти показателя составляют второй уровень иерархии. Третий уровень, отражающий специфику прогноза, составляют периоды времени, в течение которых может произойти повышение качества модифицируемой системы. Таким образом, вместо единственной цели в данном случае имеют место два основных фактора, связанных с временными сроками, расположенными на самом нижнем уровне, что образует обратную связь, вследствие чего образуется цикл. Иерархия с обратной связью называется холархией.

Решение задачи прогноза наступления благоприятных условий для повышения качества модифицируемой АСУП КА связано с формированием суперматрицы и возведении ее в некоторые степени. Возведение суперматрицы в степени приводит к ее предельным формам по числу возможных циклов. В этом случае используется чеэаровская сумма (средние значения предельных форм).

ПОДХОД К ОБОСНОВАНИЮ ТРЕБОВАНИЙ К ПОКАЗАТЕЛЯМ НАДЕЖНОСТИ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ АСУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АППАРАТА НЕПРЕРЫВНЫХ ПРОЦЕССОВ МАРКОВА

С.А. Журбин, Г.В. Казаков

kgv.64@mail.ru

ФГБУ «4 Центральный научно-исследовательский институт»

1. Постановка задачи.

Предъявление требований к сложным автоматизированным системам (АС) и их составным частям является сложной многоуровневой задачей. На высших уровнях иерархии предъявляются интегральные требования к свойствам АС в целом, например, таким как оперативность, устойчивость, гибкость, защищенность и т.д. Совокупность показателей, относящихся к указанным свойствам системы, характеризует качество функционирования АС. Основанием для предъявления интегральных требований к показателям системы являются:

- условия функционирования системы;
- стратегические задачи, выполняемые системой;
- важность обрабатываемой информации;
- ожидаемый эффект от применения системы.

На основе интегральных показателей в соответствии с детализацией системы вырабатываются более частные требования к видам обеспечения АС, ее составным частям, элементам и деталям.

В работе представлен аналитический способ решения задачи обоснования требований к показателям надежности технических средств АС, таким как время наработки на отказ и время восстановления технических средств. В качестве модели используется представление случайного процесса отказов и восстановлений технических средств АС в виде непрерывного Марковского процесса. Для наглядности указанный процесс представлен в виде графа состояний.

В качестве интегральных показателей качества функционирования АС выбраны:

- математическое ожидание времени выполнения заданного количества задач в системе, как показатель оперативности;
- отношение минимального времени решения заданного количества задач к математическому ожиданию времени решения того же количества задач, как показатель устойчивости системы.

2. Решение задачи.

Решение поставленной задачи проводится в несколько этапов:

1. Упрощение системы дифференциальных уравнений Колмогорова порядка 2^n до порядка $(n+1)$.
2. Приведение системы уравнений Колмогорова к одному однородному линейному дифференциальному уравнению со старшей производной n -го порядка.
3. Аналитическое определение коэффициентов a_k ($k = \overline{2, n+1}$) характеристического уравнения порядка n , стоящих при степенных слагаемых.
4. Аналитическое вычисление корней характеристического уравнения порядка n , доказательство теоремы о корнях/
5. Аналитическое вычисление констант интегрирования и представление общего решения системы дифференциальных уравнений Колмогорова в аналитическом виде, определение значений искомых параметров.

К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ЗАКОНА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДОСТАВЛЯЕМЫХ ДО ЦЕЛЕЙ ГРУППИРОВКОЙ РАКЕТНОГО ВООРУЖЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ОСНАЩЕНИЯ

Г.В. Казаков, Н.Н. Котяшев, В.И. Кунавин kgv.64@mail.ru

ФГБУ «4 Центральный научно-исследовательский институт»

Группировки ракетного вооружения (РВ) относятся к системам, применение которых осуществляется в условиях противоборства, что может приводить к существенной деградации их ресурсов. Это, в свою очередь, может существенно повлиять на эффективность решаемых ими задач.

Получение модельных оценок деградации ресурса группировки до её применения и в ходе её применения является достаточно сложной задачей ввиду отсутствия для этого развитой методической базы.

Авторами разработан численно-аналитический способ решения поставленной задачи.

Группировка РВ в ходе её применения представлена конечномерной непрерывной многопараметрической динамической системой в условиях воздействий, которые представлены сплайн - аппроксимациями полигонов частот воздействий.

Получено аналитическое решение для состояния ресурсов группировки в функции времени, в том числе на моменты доставки до целей элементов оснащения. Найдены аналитические выражения для функций влияния неопределенностей в задании параметров группировки и параметров воздействий на состояние её ресурсов.

Это позволило определить вид закона распределения количества доставленного до целей элементов оснащения, а также плотность и функцию его распределения, что позволяет оценить степень выполнения группировкой своей функциональной задачи, включая риски её выполнения (невыполнения). Кроме того, аналитическое (параметрическое) представление состояния ресурсов группировки позволяет оптимально определить направления её совершенствования до требуемого уровня при минимальных временных и стоимостных затратах.

Авторами разработана программная модель на ПЭВМ в среде универсальной компьютерной математики MathCad -15, которая может служить эффективным инструментом для поддержки решений в рассматриваемой проблеме. Использование её в интерактивном режиме работы позволяет оперативно получать необходимые оценки и выдавать обоснованные рекомендации по совершенствованию группировки ракетного вооружения.

Результаты исследования могут быть использованы для оценки уровня выполнения группировками ракетного вооружения своих функциональных задач по числу доставленных к целям элементов оснащения с учетом имеющихся характеристик самих группировок и деструктивных воздействий на них. Они могут быть использованы также для оценки выполнения задач по плановым периодам развития группировок и оценки вклада всех основных факторов в решение поставленных перед группировками задач.

КРИТЕРИИ БЛИЗОСТИ СВЯЗАННЫХ ВЫБОРОК ПРИ ИСПЫТАНИЯХ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ, СОЗДАВАЕМОГО НА БАЗЕ УНАСЛЕДОВАННЫХ КОМПОНЕНТОВ

Г.В. Казаков, Н.Н. Котяшев

kgv.64@mail.ru

ФГБУ «4 Центральный научно-исследовательский институт»

В практике испытаний и ввода в эксплуатацию специального программного и математического обеспечения АСУ широко реализуется принцип совместных испытаний различных версий программных средств, предназначенных для решения однотипных задач. Совместные испытания программного обеспечения (ПО) проводятся с целью повышения уверенности в его функциональной готовности и подтверждения характеристик его качества: оценки близости функций распределения, оценки близости математических ожиданий и дисперсий выборок, оценки допусков на характеристики точности, в пределах которых можно уверенно говорить о пригодности программного обеспечения к применению. Эти оценки могут быть получены на основе анализа связанных выборок. В свою очередь связанные выборки очень часто получают при создании программного обеспечения из т.н. унаследованных компонентов (незначительных модификаций ПО, смене вычислительной среды, замене общего программного обеспечения и т.п.).

В работе комплексно рассмотрены методы анализа связанных выборок, получаемых при параллельных испытаниях программного обеспечения АСУ с использованием как параметрических, так и непараметрических критериев для случая, когда не одну из выборок нельзя принять за эталонную. В зависимости от условий испытаний рассмотрены параметрические и непараметрические критерии принятия решений о близости связанных выборок при испытаниях программных средств АСУ и вводе их в эксплуатацию.

Авторами получен ряд существенных результатов:

- предложены критерии близости, основанные на оценке статистического среднего;
- приведен алгоритм оценки допусков на параметры с использованием функций распределения размаха невязок связанных выборок;
- рассмотрена модель оценки точности ПО АСУ, разработанных в различных организациях;
- предложены непараметрические критерии проверки гипотез о различимости связанных выборок: ранговый критерий Вилкоксона оценки близости математических ожиданий связанных выборок и критерий Ансари-Брэдли для проверки гипотезы о равенстве дисперсий двух связанных выборок.

Разработаны программные средства (модели), реализующие алгоритмы анализа связанных выборок, и с их помощью проведены соответствующие модельные эксперименты.

Результаты работы могут быть использованы при принятии в эксплуатацию специального программного обеспечения, создаваемого на базе унаследованных компонентов.

ОСОБЕННОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ОТРАЖЕНИЯ РАДИОПОГЛОЩАЮЩИХ МАТЕРИАЛОВ В ДЕЦИМЕТРОВОМ ДИАПЗОНЕ

Н.Х. Гольмагомедов

nesred@rambler.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

При производстве и испытании радиопоглощающих материалов для ракетно-космической техники возникает необходимость измерения радиотехнических характеристик используемых материалов различного назначения на разных частотных диапазонах. Для проведения вышеуказанных измерений необходимо использование специальных контрольно-измерительной аппаратуры.

Имеющееся контрольно-измерительное оборудование для проведения измерений в дециметровом диапазоне имеют стационарное исполнение и недостаточную функциональность. В связи с этим было принято решение разработать новую методику измерения коэффициента отражения радиопоглощающих материалов, которая будет обеспечивать мобильность и достоверность измеренных данных.

Для решения поставленной задачи, была создана новая методика измерений коэффициента отражения радиопоглощающих материалов в дециметровом диапазоне частот.

Данная методика включает в себя особенности измерения с помощью вибраторных антенных систем с использованием современного контрольно-измерительного оборудования.

Результатом проделанной работы является выпуск новой методики измерения коэффициента отражения, а также её апробация на конкретных примерах. Полученные в ходе проведения апробации данные подтвердили эффективность данной методики.

АЛГОРИТМ РЕЖИМА ВОССТАНОВЛЕНИЯ КУРСОВОЙ ОРИЕНТАЦИИ ОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

П.Е. Величко

pasha.velichko@mail.ru

Д.В. Фокин, А.В. Андряненкова

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Система управления движением (СУД) космического аппарата (КА) является основной системой, обеспечивающей его ориентацию и стабилизацию на всех этапах функционирования. Режимы СУД в процессе эксплуатации КА: демпфирование угловых скоростей КА после отделения от последней ступени ракеты-носителя; построение орбитальной системы координат (ОСК), поддержание ориентированного положения КА для выполнения его целевых задач; восстановление орбитальной ориентации КА из произвольного неориентированного положения при возникновении нештатных ситуаций.

В данной статье рассматриваются вопросы, связанные с исследованием и разработкой алгоритма курсовой ориентации КА в режиме построения ОСК, а также в режиме восстановления орбитальной ориентации. Исследуемый режим реализуется для СУД, в состав которой входят: прибор ориентации по Земле 344К, блок гироскопических измерителей вектора угловой скорости БИУС-М-1, управляющие двигатели-маховики ДМ5-50, и магнитная система сброса кинетического момента.

Цель – разработка алгоритма режима восстановления курсовой ориентации, который представляет собой логику формирования сигналов управления исполнительными органами по результатам обработки выходных данных датчиков первичной информации (программное управление: поворот на заданный угол с программной скоростью).

Теоретические и практические исследования базируются на использовании современных методов управления и регулирования, методов решения прямых и обратных задач динамики и кинематики, методов математического моделирования.

Новизна проектируемого алгоритма заключается в координированном повороте КА по курсу из произвольного неориентированного положения с получением «гладких» переходных процессов, обеспечивающих точность по углу и угловой скорости по завершению программного поворота с высоким быстродействием.

Состоятельность разрабатываемого алгоритма подтверждается результатами численного статистического моделирования в пакете прикладных программ MATLAB.

АВТОМАТИЧЕСКОЕ ФОРМИРОВАНИЕ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ И АНАЛИЗ СХЕМЫ ПЛАТЫ ГАЛЬВАНИЧЕСКОЙ РАЗВЯЗКИ НА ОСНОВЕ АВТОМАТИЧЕСКИ ГЕНЕРИРУЕМЫХ ОТЧЕТОВ, ФОРМИРОВАНИЕ МЕТОДИК АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПРОВЕРКИ АСК МКИ

А.П. Тетюков

inf1666@yandex.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Разработка приборов и их модулей тесно связана с испытаниями на разных стадиях. Особенно важными являются испытания, предназначенные для сдачи прибора и его компонентов. Как правило, в приборах присутствуют платы (модули) различного назначения, из них наиболее часто встречаются модули гальванической развязки (релейные, опторазвязки), предназначенные для коммутации элементов, модулей и приборов с различным номиналом питания и потребления мощности.

Для автоматической проверки модулей гальванической развязки широко используется автоматическая система контроля АСК МКИ, изначально предназначенная для проверки монтажа кабельных изделий, что видно из ее названия. Для формирования mnemonic кода, понятного АСК, требуются исходные данные, которые для плат развязки можно сформировать автоматически (реализовано в части прозвонки/разобщенки, в части функционирования реализовано получение исчерпывающих данных) по так называемому репорту, содержащему информацию о контактах, цепях и элементах (например, в программе P-Cad это будет NetList).

Ведутся работы над возможностью автоматической генерации исходных данных и текста программ методик АСК для плат гальванической развязки, обладающих аппаратной логикой, на данный момент пройден барьер наличия в линейных цепях преобразования элементов, открытых по умолчанию. следующий шаг – обработка разветвленных цепей преобразования, для которых существует несколько логических соответствий.

Результат работы записывается в компактную таблицу, на основе нескольких таких таблиц можно будет автоматически генерировать информацию «фактор-условие-отклик» для всех цепей «насквозь». Использовать эту информацию для одной или нескольких плат в линию можно для автоматического формирования методики проверки на АСК как по «человеческому» принципу (mnemonic код похож на сформированный вручную), так и по «индексному» принципу (формируются массивы

правильных строк для всех сквозных цепей как по умолчанию, так и при подаче сигнала, после чего лишь формируются записи с одиночным и циклическим выполнением вышеупомянутых строк).

ДАТЧИК ГЕРКОНОВЫЙ С ГЕРМОРАЗЪЕМОМ

А.С. Старостин, Б.З. Шохор, А.П. Титов **vpk@npomash.ru**

АО «ВПК «НПО машиностроения»

В настоящее время для контроля выхода ракеты из пускового устройства используются негерметичные датчики на базе микропереключателей, которые по надежности уступают герконовым датчикам.

Цель работы - разработать и отработать конструктив герметичного датчика на основе герконов (герметизированных контактов) с герморазъемом, предназначенных для эксплуатации при высоких давлениях (до 40 кг/см²) и кратковременно действующих при высоких температурах (до 2000°С в течении 10 сек).

Для решения задачи выпущены схема электрическая принципиальная датчика, конструкторская и технологическая документация, документация для изготовления датчиков, программа и методика испытаний датчиков.

Результаты изготовления и испытаний герконовых датчиков подтвердили правильность конструкции и компоновочной схемы. Подтверждены высокая точность срабатывания, надежность и невысокая себестоимость датчиков. Бесконтактные датчики не требуют дополнительной регулировки в процессе эксплуатации.

В настоящее время оформляются документы и заявка для получения патента на высокогерметичный бесконтактный датчик.

Реализация предлагаемой конструкции позволит создать и использовать в новых перспективных разработках линейку отечественных высокогерметичных бесконтактных датчиков перемещения, обладающих высокой точностью и надежностью.

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС АВТОМАТИЗАЦИИ ПЛАНИРОВАНИЯ И НАСТРОЙКИ СВЯЗИ АСУ РАСПРЕДЕЛЕННОГО ТИПА

В.В. Буланников, С.М. Гурьянов **vpk@npomash.ru**
О.С. Илек, А.М. Князев, С.Г. Милюченко, И.С. Романов

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Своевременная и грамотная организация связи является необходимым условием эффективного управления войсками. Задача организации связи АСУ распределённого типа включает в себя как управление связью между элементами АСУ (машинами), так и планирование связи с вышестоящими органами управления.

В процессе планирования связи формируется, так называемая, схема связи, которая определяет порядок и условия взаимодействия собственных сил и средств. Схема связи представляет собой, своего рода, таблицу, в которой с использованием условных графических обозначений указываются необходимые данные по связи: основные и резервные линии связи, позывные, частоты радиоканалов и т.п.

В соответствии с составленной схемой связи, происходит настройка аппаратуры связи на машинах. На АСУ это подразумевает независимую настройку каждого блока аппаратуры. При этом необходим строго определенный набор вводимых параметров

аппаратуры, который отличается при различном применении АСУ (нахождение на позиции, марш, боевые действия и т.п.).

Однако формирование схемы связи происходит или вручную на бумаге, или с использованием шаблонов в офисных программах и графических редакторах. То есть неизбежны проблемы в случае необходимости редактирования текущей схемы и велика вероятность ошибки при формировании сложных схем с большим количеством задействованных объектов. Дальнейший процесс формирования параметров аппаратуры происходит также вручную, что вызывает трудности и замедляет настройку связи неопытным личным составом.

Для автоматизации планирования связи вышестоящих органов управления с АСУ и настройки связи внутри АСУ разработан программный комплекс, включающий в себя программную подсистему планирования связи бригадного уровня и программную подсистему настройки связи дивизионного комплекта.

При использовании разработанного программного комплекса появляется возможность в автоматизированном режиме:

- формировать схему связи, с возможностью ее дальнейшего редактирования и печати в формате, отвечающим требованиям НСШ;
- осуществлять проверку корректности созданной схемы, что снижает вероятность ошибки оператора;
- формировать набор настроек КССПД составных частей АСУ в обеспечение их функционирования во всех режимах эксплуатации в соответствии с заданной схемой (схемами) и другими характеристиками связи.

Дальнейшие работы по организации взаимодействия программного комплекса с внешними источниками данных позволят его использовать для организации связи не только на уровне бригады, но и на уровне штабов.

ПРИМЕНЕНИЕ ЕДИНОЙ СИСТЕМЫ АНАЛИЗА И ХРАНЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ ИНВАРИАНТНОЙ К ИХ СТРУКТУРЕ

Г.С. Гохберг¹, Л.М. Жебрак² vpk@npomash.ru
О.С. Илек³, К.Б. Каширцев³, С.Г. Милюченко³, А.Н. Нестеренко³

¹Ярославский технический университет

²АО «Смартвиз»

³АО «ВПК «НПО машиностроения»

Разработка современных технических систем сопровождается многочисленными испытаниями. В результате проведения испытаний создается уникальная информация, необходимая специалистам для анализа работы технической системы, подтверждения и корректировки технических решений.

Постоянное расширения используемого в испытаниях парка приборов и их структуры, изменение условий проведения испытаний требуют построения некоторой единой структуры хранения данных, которая позволяет в едином информационном пространстве хранить данные неограниченного набора различных приборов, полученных в различных условиях натуральных или имитационных испытаний.

Для создания инструмента анализа зарегистрированных данных специалистами предметной области требовалось найти такую систему, которая бы обладала следующими характеристиками:

- позволяла бы поддерживать работу с заранее неизвестными типами данных, которые могут появиться в процессе эксплуатации системы;

- имела бы гибкие механизмы задания новых типов данных, не требующие квалификации программиста;
- была бы не привязана к конкретной предметной области и представлял собой платформу-конструктор для создания пополняемого набора алгоритмов обработки данных, которые могут работать совместно и из которых можно создавать сценарий анализа;
- объединяла бы в себе 2 составные функциональные части:
 1. механизм хранения данных в реляционной базе данных (РСУБД);
 2. инструмент работы пользователя с данными;
- использовала стандартные промышленные СУБД, при этом не был бы привязан жестко к конкретной СУБД.

В результате проведенного анализа имеющихся на рынке предложений наиболее подходящей системой была выбрана инновационная отечественная разработка система анализа и хранения экспериментальных данных инвариантная к их структуре, разрабатываемая компанией «Смартвиз», являющейся резидентом «Сколково».

Данная система была развернута в режиме тестовой эксплуатации на мощностях центра обработки данных (ЦОД) АО «ВПК «НПО машиностроения». В рамках тестирования был разработан внешний программный модуль, предназначенный для загрузки данных испытаний в базу данных. Тестирование проводилось с использованием данных, полученных с помощью мобильного стенда в рамках ОКР. В систему было загружено 2 Тбайта данных. Поиск данных по датам, испытаниям, приборам и каналам осуществлялся корректно, функциональность по анализу, просмотру и выгрузке данных выполнялась без ошибок.

В рамках текущих тематических работ в соответствии с технологией проектирования внешних программных модулей для системы разработан специализированный модуль, позволяющий в автоматическом режиме проводить анализ результатов проводимых моделирований по одной из инновационных тем. При прежнем подходе с использованием автономных программных средств, каждый файл обрабатывался бы отдельно с запуском оператором программного средства и сохранением результатов вручную. Время обработки каждого файла составляет порядка 20 с, что при обработке всего массива из 576 моделирований составляет 3,2 ч. При этом повторная обработка по тому же алгоритму будет занимать то же самое время. Разработка внешнего программного модуля для данной системы позволяет производить обработку массива из 576 моделирований за период от 3 до 10 мин, при этом результаты обработки сохранены в базе данных и могут быть использованы в дальнейшем без повторного пересчета, что сократит время получения результатов анализа моделирований до 1 мин. Что позволит сократить время на анализ результатов моделирования в 64 раза.

ПРИМЕНЕНИЕ ИСКУССТВЕННЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ

А.А. Корниенко

koresh89_89@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

В данной работе представлено одно из возможных применений искусственных нейронных сетей (НС) в системе управления крылатой ракетой, а именно в качестве регулятора – формирователя сигнала управления движением, например, в вертикальной плоскости.

В среде MatLab Simulink было проведено моделирование движения КР на участке наведения в вертикальной плоскости. Полученные результаты использованы для

обучения НС. Так, в качестве входных переменных НС были выбраны измеренные значения угловой скорости тангажа, поперечной перегрузки, интеграла поперечной перегрузки, дальности, а в качестве выходного значения – сигнал управления. Все эти данные были взяты для участка движения, начиная с дистанции 15 км до цели и до попадания в цель.

Для обучения была выбрана сеть, имеющая 10 нейронов в скрытом слое. Обучающее множество составило 915 примеров.

Задачей являлось обучить НС таким образом, чтобы отличие вычисления сигнала управления с помощью НС от вычисления в MatLab было минимальным. После выбора параметров НС (скорость обучения, коэффициент момента) и выполнения процесса обучения с допустимой ошибкой, требовалось проверить работу НС на данных из более широкого диапазона, не входившего в обучающее множество. На этом диапазоне НС показала хорошую способность к обобщению данных.

Обученная НС была применена вместо регулятора в условиях моделирования работы на конечном участке наведения в вертикальной плоскости на неподвижную цель в среде MatLab Simulink.

Использование НС в качестве регулятора позволило решать задачу управления движением КР на участке наведения.

РАЗРАБОТКА ОПТОЭЛЕКТРОННОГО ГЕНЕРАТОРА СВЧ-СИГНАЛА НА ОСНОВЕ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ МИКРОВОЛНОВОЙ ФОТОНИКИ

М.С.Сазонов

michael.sazonov@gmail.com

АО «НПП «Исток им. Шокина»

Оптоэлектронные генераторы (ОЭГ) СВЧ-сигналов предназначены для формирования спектрально-чистых радиосигналов в телекоммуникационных системах.

Применение ОЭГ в радиолокации позволит существенно увеличить разрешающую способность и дальность обнаружения целей РЛС, а также повысить эффективность решения задач радиолокационного распознавания.

Использование ОЭГ в приемопередающей аппаратуре приведет к увеличению скорости передачи данных за счет высокого значения сигнал/шум, повысит чувствительность и избирательность, снизит фазовые шумы. К примеру, возможно формирование 10 ГГц сигнала с уровнем фазовых шумов - 160 дБн/Гц при отстройке на 10 кГц от несущей в компактном исполнении, что недостижимо для традиционных твердотельных СВЧ-генераторов.

ОЭГ с низким уровнем фазовых шумов актуальны в метрологии – прецизионные СВЧ-генераторы, векторные анализаторы сигналов, системы для измерения электромагнитных помех, измерители шумов, лазерные дальнометры.

В связи с этим разработка оптоэлектронного генератора СВЧ-сигнала, на основе функциональных элементов микроволновой фотоники является актуальной задачей, направленной на развитие одного из перспективных направлений электроники – радиофотоники.

В процессе разработки генератора были проведены научные исследования по сравнению шумовых характеристик оптоэлектронных и транзисторных генераторов СВЧ-сигналов, выполнен сравнительный анализ оптических модуляторов сигналов СВЧ-диапазона, основанных на различных физических эффектах, исследованы схемотехнические возможности снижения фазовых шумов СВЧ-генераторов.

Модель оптоэлектронного генератора СВЧ-сигналов с обратной связью, позволяющей снизить фазовый шум ОЭГ, обусловленный фликкер-шумом активных элементов может быть разработана на основе функциональных элементов микроволновой фотоники.

Разработка позволит осуществить сквозное проектирование ОЭГ с низким уровнем фазовых шумов, а также прогнозировать его основные параметры и характеристики.

Коммерчески доступных отечественных оптоэлектронных генераторов в России нет. Единственный в мире производитель ОЭГ – компания OEwaves, штаб-квартира: США, Калифорния. Основные инвесторы OEwaves: DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency), ARL (Army Research Laboratory), MDA (Missile Defense Agency), NIST (National Institute of Standards and Technology).

Разработка ОЭГ с низким уровнем фазовых шумов окажет существенное влияние на развитие современной техники и технологий, формирующих основу конкурентоспособности страны. Коммерчески доступных отечественных оптоэлектронных генераторов в России нет.

Оптоэлектронные генераторы кардинально отличаются от существующих СВЧ-генераторов - новая элементная база, малые размеры, низкая стоимость в сравнении с традиционными СВЧ-генераторами аналогичных параметров.

Фотоника определена правительством России как критическая технология для нашей страны, аналогичные решения приняты странами БРИКС, что существенно снижает риски коммерциализации проекта.

КРИЗИС И МОДЕЛИРУЮЩИЕ СТЕНДЫ ДЛЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ: ВОПРОСЫ УПРАВЛЕНИЯ ОПТИМИЗАЦИЕЙ

Л.С. Точилов

tochilov@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

В связи с кризисом и сокращением государственного финансирования ракетно-космическая отрасль встала на путь оптимизации расходов. Концепцию этой оптимизации на II Афанасьевских чтениях изложил первый заместитель генерального директора ОАО «ОРКК» П.Д. Попов [1].

Очевидно, что предприятия ракетно-космической отрасли будут вынуждены изыскивать возможности сокращения затрат. Существуют два основных пути: революционный и эволюционный. Теоретической основой революционного пути является реинжиниринг [2], а эволюционного – система менеджмента качества [3].

Эволюционный путь больше подходит для стабильных условий хозяйствования, а при резких внешних изменениях организация вынуждена в первую очередь оперативно реагировать на них. Теоретически, реакцией на сокращение сроков и финансирования может быть реинжиниринг. Но большие риски проектов по реинжинирингу в ракетно-космических организациях [4] в условиях кризиса возрастают настолько, что фактически ставят на них крест. Остается путь простого сокращения, в том числе этапов исследования и отработки новых изделий ракетно-космической техники (РКТ). Анализ недостатков этого наиболее распространённого пути были представлены в докладе В.В. Хартова на II Афанасьевских чтениях.

Из правила проектного треугольника [5] также следует, что сокращение сроков и финансирования неизбежно ведёт к сокращению объёма и качества работ. Целью до-

клада является анализ решений, направленных на максимальное сохранение или, как минимум, плавную деградацию качества работ в условиях кризиса.

На примере моделирующих стендов для изделий РКТ объясняется, почему простое решение: «под урезание должны подводиться работы, оказывающие наименьшее влияние на конечный результат» на практике не работает. Проблема неудачных оптимизаций часто связана с поверхностным подходом, не учитывающим особенности предметной области. По этой причине доклад будет ограничен рассмотрением конкретной области моделирующих стендов для изделий РКТ.

Интересной особенностью моделирующих стендов для изделий РКТ является то, что благодаря их использованию можно реально сокращать время и деньги, отрабатывая функционирование изделий РКТ в наземных условиях. Однако эта особенность не спасает их от оптимизации, так как средств на поддержание их текущего состояния и развития в условиях кризиса не хватает.

В докладе будет показано, что оптимизация должна представлять собой управляемые процессы, а не отдельные мероприятия. Будет представлена и обоснована технология управления оптимизацией моделирующих стендов для изделий РКТ, которая в стабильных условиях может быть использована для их эффективного развития, а в условиях кризиса для минимизации снижения качества изделий РКТ.

Литература:

1. П.Д. Попов Первоочередные задачи и приоритеты в работе предприятий ОАО «ОРКК» и ГК «Роскосмос» / II Афанасьевские чтения, М.: Техномаш, 2016.
2. Реинжиниринг корпорации : Манифест революции в бизнесе / Майкл Хаммер, Джеймс Чампи. - М.: Манн, Иванов и Фербер, 2006.
3. Системы менеджмента качества – требования. Международный стандарт ISO 9001:2015.
4. Точилев Л.С., Ванюшин В.П., Кречетов А.Ю. Реинжиниринг процесса обращения конструкторской и технологической документации в ракетно-космической организации / Сб.докл. XXXVI Академических чтений по космонавтике [Составители: Поляченко В.А., Точилев Л.С.] ; ОАО «ВПК «НПО машиностроения», 2012. – с.195-201.
5. Проектный треугольник [Электронный ресурс]: Режим доступа <https://support.office.com> (Дата обращения: 03.11.2016).

ПОСТРОЕНИЕ МНОГОЦЕЛЕВОЙ СИСТЕМЫ КРЫЛАТЫХ РАКЕТ В УСЛОВИЯХ МНОГОФАКТОРНОЙ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

В.М. Балык¹, А.А. Маленков¹, В.С. Петровский², А.С. Станченко¹

¹ МАИ (НИУ)

² АО «ВПК НПО «Машиностроение»

В условиях сложившейся непростой политической обстановки в мире возникает потребность как в проектировании новых средств и изделий оборонного комплекса, так и в повышении эффективности стоящих на вооружении. Не являются исключением ракетно-космические комплексы, представляющие собой сложные технические системы. При рассмотрении залпа крылатых ракет в качестве такой системы, возникает задача оптимального распределения целевых задач между ее элементами.

Такая задача по существу является комбинаторной, но, в силу большой размерности и огромного количества функциональных ограничений, стандартные методы решения комбинаторных задач здесь малопригодны. Замена внешнего множества

целевых задач на некоторую «расчетную характеристику» также недопустима, так как «расчетные характеристики» зачастую приводят к появлению существенной систематической ошибки, а в ряде случаев вообще могут отсутствовать.

Для решения задач такого класса строится функция $E(\omega)$, являющаяся обобщением «расчетных характеристик», которая позволяет оценить работу системы в целом, по всей совокупности выполняемых ею задач.

Правила построения такой функции устанавливаются средствами статистического синтеза, где основным объектом является статистическая выборка. Такая выборка строится для всего многообразия характеристик целей и по критерию оптимальности проводится построение функции распределения целевых задач по типам летательных аппаратов системы.

DESIGNING OF A MULTIGOAL SYSTEM OF WINGED MISSILES INMULTIVARIATE UNCERTAINTY

V.M. Balik¹, A.A. Malenkov¹, V.S. Petrovsky², A.S. Stanchenko¹

¹ MAI (NIU)

² АО «ВПК НПО «Mashinostroenie»

In the current difficult political situation in the world there is a need in the design of new products and products of the defense industry, and to improve the efficiency challenges in service. Are no exception rocket and space complexes, which represent complex technical systems. When considering a volley of winged missiles as such a system, there is a problem of optimal distribution of targets between its elements.

This problem is essentially a combinatorial, but, because of the large dimensions and a huge number of functional limitations, standard methods for solving combinatorial problems are of little use. Replacing exterior set targets for some «design characteristic» is also inadmissible, because the «design characteristics» often give rise to significant bias, and in some cases may not exist at all.

To solve the problems of this class builds the function $E(\omega)$, which is a generalization of «design characteristics», which allows you to evaluate the performance of the whole system, the whole set of tasks performed by it.

Terms construction of such functions are set by means of statistical synthesis, where the main object is a statistical sample. This sample is built for the whole variety of performance objectives and optimality criterion we construct the distribution function of the targets for the types of aircraft systems.

70 ЛЕТ НА ХИМКИНСКОЙ ЗЕМЛЕ

В.Ф. Рахманин

АО «НПО Энергомаш», г. Химки

В докладе на документальной основе изложен начальный период истории создания предприятия, ставшего основным разработчиком ЖРД для ракет различного назначения в Советском Союзе и России, а также для двух наименований космических ракет в США.

70 лет назад, во второй половине ноября 1946г., на расположенный в подмосковном городе Химки авиационный завод №456 из Казани прибыл коллектив инженеров и рабочих ОКБ ракетных двигателей (ОКБ РД). Так начался химкинский этап истории нынешнего АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко», старейшего российского предприятия в области разработки и производства ЖРД. Эта дата определяет начало этапа промышленного производства мощных ракетных двигателей в нашей стране.

Начало созданию отечественной ракетно-космической отрасли в нашей стране положило Постановление Совета Министров СССР от 13 мая 1946 г. № 1017-419 «Вопросы реактивного вооружения».

Создание двигателей для ракет дальнего действия на основе трофейной техники и имеющихся отечественных достижений в области ракетного двигателестроения было закреплено за Министерством авиационной промышленности (МАП).

При определении Министерства исходили из того, что в его составе имелось ОКБ РД, которое под руководством Главного конструктора В.П. Глушко успешно разрабатывало ЖРД, используемые в качестве ускорителей для винтомоторных самолетов. В дополнение к этому учитывалось, что ведущие работники этого ОКБ, начиная с июля 1945г., находились в командировках в Германии, где изучали конструкцию и технологию изготовления ЖРД ракеты А-4 (Фау-2). Все работы проводились под руководством В.П. Глушко, который с перерывами находился в командировке в Германии с июля 1945г. по ноябрь 1946 г.

Подводя итоги проделанным работам по изучению не только конструкции двигателя ракеты А-4, но и системы организации разработки и промышленного производства ракетной техники в Германии, Глушко определил, что в СССР нет промышленной базы для ведения работ по созданию ракетных двигателей типа А-4. Для успешного решения такой задачи необходима организация опытного завода, который должен, во-первых, освоить технологию изготовления двигателей А-4, во-вторых, обеспечить изготовление форсированных вариантов этого двигателя и, в-третьих, на базе полученного опыта вести разработку более мощных и технически более совершенных образцов ЖРД. Опытный завод должен иметь квалифицированное КБ, исследовательские лаборатории, экспериментальное и основное производство, лётно-испытательную станцию и эксплуатационный отдел. Для обеспечения слаженной работы всех служб предприятия во главе его должен быть один руководитель, совмещающий должности директора и главного конструктора. Для организации завода целесообразно использовать один из подмосковных малозагруженных авиационных заводов.

Первым шагом в реализации предложенной Глушко концепции организации предприятия по созданию в СССР мощных ЖРД стал приказ министра МАП М.В. Хрунчева от 7 июня 1946 г. № 360, которым заводу № 456 поручалось организовать производство ЖРД для дальнобойных ракет.

Последующим приказом Министерства авиационной промышленности организовало базовое ОКБ для разработки ракетных двигателей. В подписанном 3 июля 1946 г.

М.В. Хруничевым приказе № 424 были подробно изложены мероприятия по созданию новой промышленной базы для производства ракетных двигателей.

Далее в приказе подробно изложены поручения предприятиям и подразделениям Минавиапрома по материально-техническому и финансовому обеспечению нового предприятия.

29 сентября 1946 г. вышло Распоряжение № 1167 Правительства СССР, регламентирующее переезд ОКБ на завод № 456 в ноябре-декабре 1946 г. Переезд работников из Казани в Химки состоялся в середине ноября.

К 5 февраля 1947 г. ОКБ-456 было укомплектовано полностью. Кроме специалистов, переехавших из Казани, в Химки возвратились все работники, командированные в Германию. В этот период личный состав ОКБ: конструкторы, испытатели, технологи и рабочие составлял 275 человек.

Перед новым предприятием были поставлены следующие задачи:

- на базе привезенных из Германии чертежей выпустить комплект конструкторской документации, адаптированной к отечественным техническим возможностям, и наладить производство двигателя – копии двигателя ракеты А-4;
- освоить технологию изготовления и испытания ракетных двигателей как базу для дальнейших собственных работ;
- создать научно-техническую базу и творческий коллектив для проектирования и производства мощных ЖРД собственной конструкции;
- создать кооперацию отечественных предприятий, обеспечивающих изготовление, а впоследствии и разработку комплектующих элементов ракетных двигателей.

Однако, несмотря на самоотверженный труд работников ОКБ и завода № 456, темпы создания мощной производственной базы по разработке и изготовлению ракетных двигателей не удовлетворяли государственным планам создания ракетного вооружения.

В связи с этим 2 августа 1947 г. вышел приказ № 517 МАП, в котором в целях обеспечения выполнения работ указано:

считать строительство ОКБ и завода № 456 важнейшей стройкой Министерства;

обязать организации Министерства все вопросы, связанные с работой ОКБ и завода № 456, решать незамедлительно, мобилизуя для этого все имеющиеся ресурсы независимо от их назначения.

Реализацией поручений этого приказа практически завершалось строительство первой очереди промышленной базы по проектированию и изготовлению мощных ракетных двигателей.

По итогам первого этапа строительства, в мае 1948 г., всего спустя два года после выхода исторического постановления СМ СССР «Вопросы реактивного вооружения», на вновь построенном стенде в ОКБ-456 был испытан двигатель РД-100, изготовленный по собственной технологии на заводе № 456.

Таким образом, в 1946 г. выпуск Постановления СМ СССР от 13 мая 1946 г. и выход ряда приказов Минавиапрома о перепрофилировании завода № 456 под производство ЖРД для ракет дальнего действия и о строительстве производственной, лабораторной и стендовой баз ОКБ-456 способствовали формированию на территории г. Химки основы научно-производственного предприятия замкнутого технологического цикла по проектированию, изготовлению и испытаниям мощных ракетных двигателей, которое в настоящее время носит название АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко».

РОЛЬ И МЕСТО ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗРАБОТКИ АО «НПО ЭНЕРГОМАШ» В ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПРОГРАММАХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Д.С. Пушкарев, В.Ф. Рахманин, В.К. Чванов

АО «НПО Энергомаш», г. Химки

«НПО Энергомаш» известно в мире как высокопрофессиональная двигателестроительная организация, владеющая технологиями создания жидкостных ракетных двигателей для первых ступеней мощных ракет космического и военного назначения. Уже имеющиеся разработки и потенциальные возможности «НПО Энергомаш» обеспечивают сегодня все потребности в двигателях первых ступеней для эксплуатируемых и перспективных ракет-носителей как отечественных, так и зарубежных.

Много лет при подведении итогов по количеству запускаемых ежегодно ракет-носителей отмечается, что до 40% в мире и до 90% в России ракет запускается с ЖРД разработки «НПО Энергомаш».

Какую же главную задачу должно ставить перед собой «НПО Энергомаш» в плане создания новых или модернизации разработанных ЖРД? Главная задача – Набор статистики результатов летных испытаний двигателя РД191 в составе РН «Ангара», проведение анализа и, при необходимости, разработка рекомендаций для корректировки КД;

- разработка КД и последующая отработка двигателя РД191М, форсированного по тяге на 10%, для пилотируемых полетов в составе РН «Анагра-А5П» к 2021 г. и полетов в составе РН «Ангара-А5В»;
- реализация мероприятий по повышению надежности, технологичности, снижению затрат на изготовление двигателей РД191 и РД191М;
- выпуск проектов и восстановление производства двигателя РД171М для РН «Сункар», «Феникс» и РН СТК;
- развитие работ по созданию двигателей многоразового использования;
- продолжение авторского сопровождения изготовления и эксплуатации ЖРД, находящихся в серийном производстве для РН серии «Союз», «Протон», «Ангара»;
- развитие работ по адаптации двигателя РД276 для условий применения в составе РН «Протон-Лайт»;
- развитие системы электронного управления конфигурацией двигателей разработки «НПО Энергомаш», совершенствование системы сдачи двигателя Заказчику;
- создание базы данных аномалий;
- пересмотр нормативов по загрузке специалистов при расследовании аномалий;
- продолжение и развитие работ с иностранными компаниями: United Launch Alliance, Orbital ATK, Lockheed Martin (США);
- выполнение научно-исследовательских работ.

Имеющийся опыт, разработанные конструкции ЖРД, кадровый, технический и научный потенциал «НПО Энергомаш» позволяют реализовать задачи, поставленные ФКПР 2016-2025 и международными контрактами.

ПРОЯВЛЕНИЕ И ВЕЛИЧИНА ДИНАМИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ В МИЛЛИМЕТРОВОМ ДИАПАЗОНЕ ДОЗВУКОВОГО ПОТОКА ВОЗДУХА ВОКРУГ СИММЕТРИЧНЫХ ОБЪЕКТОВ

**Ш.А. Тильвалдиев¹
В.В.Корянов²**

**shehret@uacj.mx
vk.sm3.bmstu@gmail.com**

¹Автономный Университет Сьюдад-Хуарес (UACJ, Mexico)

²Московский Государственный Технический Университет им. Н.Э. Баумана
(МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия)

Турбулентные потоки воздуха у поверхности движущихся объектов значительно снижают эффективность современного транспорта и приводит к избыточному расходу топлива и увеличению выбросов углекислого газа. Необходимость повышения эффективности использования топлива и сокращения выбросов углекислого газа, является актуальной инженерной проблемой. В статье представлены результаты лабораторных исследований проявления и величины динамического давления в миллиметровом диапазоне дозвукового потока воздуха вокруг цилиндрической призмы и симметричного аэродинамического профиля.

Хорошо известно, что в макродиапазоне движение дозвукового потока воздуха вокруг симметричного объекта под нулевым углом атаки симметрично, а давление вблизи противоположных симметрично расположенных точек объекта одинаково. Мы предположили, что в миллиметровом диапазоне проявления и величина динамического давления вокруг симметричного объекта при нулевом угле атаки возможно будут отличаться.

Анализ результатов ряда экспериментов в аэродинамической трубе показывает, что для горизонтального положения симметричного объекта, при нулевом угле атаки, проявление и величина динамического давления в симметрично расположенных точках верхней и нижней поверхности не одинаково. Но для вертикального положения объекта динамическое давление в противоположных точках симметрично.

Нами установлено, что в миллиметровом диапазоне проявление и величина динамического давления потока воздуха на противоположных поверхностях симметричного объекта при нулевом угле атаки зависит от хороших известных факторов, а также, что очень важно, от положения объекта в 3-D пространстве.

ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА НЕЙРОСЕТЕВОГО ПОДХОДА ДЛЯ АНАЛИЗА СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ С БОРТА

**¹М.А. Савельева
²К.С. Семенов**

**masha91095@mail.ru
semyonof@gmail.com**

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана

²ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»

Оценка состояния космического аппарата (КА) осуществляется на основе телеметрической информации (ТМИ), поступающей с борта на Землю. Для оценки бортовых систем РС МКС используются аналоговые и дискретные параметры, контролируемые

операторами ЦУП. Перспективы развития космической техники связаны с исследованием удаленных объектов, а, соответственно, и с ростом задержки сигнала от КА до наземного комплекса управления (НКУ). Также наблюдается тенденция к увеличению количества анализируемых ТМ-параметров.

Данный доклад посвящен проблеме выбора метода анализа ТМИ. На примере системы управления бортовой аппаратурой определены критерии оценки применимости методов интеллектуального анализа данных (ИАД). Дано описание основных современных методов ИАД, рассмотрены их ключевые характеристики, учтены достоинства и недостатки.

Приведено обоснование выбора нейросетевого подхода на основании выработанных критериев. На данном этапе предлагается использовать выбранный метод для обработки ТМИ средствами НКУ.

В соответствии с программой Роскосмоса на 2016-2025 гг. к 2021 году планируется развертывание до необходимого состава и обеспечение непрерывного и устойчивого управления российскими орбитальными группировками автоматических и пилотируемых КА на траекториях полета к Луне и Марсу.

Использование предложенного метода в бортовом комплексе управления позволит уменьшить поток ТМИ, снизить нагрузку на специалистов ЦУП, связанную с обработкой большого объема поступающей ТМИ, и повысить безопасность полета КА и его экипажа.

АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПЕРЕКИСИ ВОДОРОДА В КАЧЕСТВЕ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА

С.И. Моралез

al140844@alumnos.uacj.mx

Universidad Autónoma de Ciudad Juárez, Mexico

Экологически чистые устройства становятся новым стандартом различных технологий, поэтому перекись водорода исследуется в связи с его потенциалом, чтобы заменить используемые в настоящее время высоко токсичные ракетные топлива НТО и МОН-3. Каталитическое разложение перекиси водорода приводит к образованию парокислородной смеси при повышенной температуре и может быть использован либо в качестве однокомпонентного топлива или в качестве окислителя в системе двухкомпонентных вариантов. Компонент характеризуется относительно высокой производительностью, нетоксичностью паров и создает экологически чистые продукты разложения, которые делают обработку этой ракеты окислителем значительно менее сложным, чем НТО (диазот тетраоксид) или RFNA (красная дымящая азотная кислота). По сравнению с гидразином пропульсивная эффективность перекиси водорода монотопливе ракет составляет около 20%, но удельный объем импульса выше, чем большинство других пропеллентов из-за своей высокой плотности. Это особенно полезно для систем с существенными потерями аэродинамического сопротивления и или жестких ограничений объема.

Исследования использования перекиси водорода начались много лет назад и продолжают по сегодняшний день. Статья анализирует выполненные исследования и делает прогноз возможностей использования перекиси водорода в качестве реактивного топлива.

АВИАКОСМИЧЕСКАЯ ПРОМЫШЛЕННОСТЬ В ЛАТИНСКОЙ АМЕРИКЕ

С. Ариас

sasfany@gmail.com

Universidad Autónoma de Ciudad Juárez, Mexico

За последние 50 лет увеличилось число стран принимающих участие в космических исследованиях и в развитии космической науки и техники. Латинская Америка начала делать ставку на авиационно-космической промышленности с целью расширения знаний в различных областях пространства и науки, технологий, а также повышение ее научного, экономического и социального развития. До сих пор различные исследования и программы по всему миру те, с энтузиазмом во главе с некоторыми развивающимися странами не было проложить путь для авиационно-космической промышленности. Аналогичным образом, необходимость наращивания потенциала в области космической науки и техники и их применения увеличилось во многих странах Латинской Америки. Такие страны, как Мексика, Бразилия, Аргентина, Чили, Перу и Уругвай начинают сделать отметку в истории космической науки. Аэрокосмической промышленности обеспечила возможности трудоустройства в этих странах, согласно Femia [1] более 37000 рабочих мест было создано в Мексике в 2015 году В том же году, AIAB [2] показывает, что 25000 рабочих мест было обеспечить в Бразилии.

[1] FEMIA- Federación Mexicana de la Industria Aeroespacial

[2] AIAB- Associacao das Indústrias Aeroespaciais do Brasil

Для заметок
