



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



## XL АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ

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

# СБОРНИК ТЕЗИСОВ

26—29 января 2016 года

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

# ABSTRACTS

26—29 January 2016

Москва  
2015

УДК 629.78(063)  
ББК 39.6  
А38

**XL 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 2015. – 504 с. : ил.

А38

ISBN 978-5-7038-4345-1

В сборник вошли тезисы докладов, сделанных на XL 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 978-5-7038-4345-1

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015

---

*Научное издание*

**XL 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 17.12.15. Формат 70х100/16.

Усл. печ. л. 31,5. Тираж 1000 экз.

Отпечатано в ООО «Манускрипт».

## УЧАСТНИКИ

- Отделение энергетики, машиностроения, механики и процессов управления РАН
- Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана
- 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
- 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 ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева», 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 №15-08-21044 Г

## СОДЕРЖАНИЕ

Секция 1 Пионеры освоения космического пространства. История ракетно-космической техники .....	8
Секция 2 Летательные аппараты. Проектирование и конструкция.....	20
Секция 3 Основоположники аэрокосмического двигателестроения и проблемы теории и конструкций двигателей летательных аппаратов.....	48
Секция 4 Космическая энергетика и космические электроракетные двигательные системы – актуальные проблемы создания и обеспечения качества, высокие технологии .....	58
Секция 5 Прикладная небесная механика и управление движением.....	79
Секция 6 Специальное информационное радио- и оптико-электронное оборудование.....	100
Секция 7 Развитие космонавтики и фундаментальные проблемы газодинамики, горения и теплообмена.....	103
Секция 8 Экономика космической деятельности.....	128
Секция 9 Космонавтика и устойчивое развитие общества (концепции, проблемы, решения) .....	146
Секция 10 Космонавтика и культура .....	173
Секция 11 Наукоемкие технологии в ракетно-космической технике .....	194
Секция 12 Объекты наземной инфраструктуры ракетных комплексов .....	224
Секция 13 Баллистика, аэродинамика летательных аппаратов и управление космическими полетами .....	246

Секция 14	
Аэрокосмическое образование и проблемы молодежи .....	291
Секция 15	
Комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов .....	324
Секция 16	
Использование результатов космической деятельности в интересах социально-экономического развития Российской Федерации и ее регионов .....	337
Секция 17	
Системы управления космических аппаратов и комплексов .....	350
Секция 18	
Автоматические космические аппараты для планетных и астрофизических исследований. Проектирование, конструкция, испытания и расчет .....	381
Секция 19	
Производство конструкций ракетно-космической техники .....	405
Секция 20	
Космическая биология и медицина .....	437
Секция 21	
Космическая навигация и робототехника .....	452
Секция 22	
Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, лётные испытания, эксплуатация .....	463

## ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

26 января 2016 г., вторник, 11 час.  
МГТУ им. Н.Э. Баумана,  
Учебно - лабораторный корпус, Большой зал  
(Рубцовская наб., д. 2/18)

*Регистрация участников – 10:00*

***Открытие Чтений***

Ректор МГТУ им. Н.Э. Баумана

**А.А. Александров**

***Вступительное слово***

Генеральный конструктор  
Ракетно-космической корпорации «Энергия»  
имени С.П. Королёва

**Е.А. Микрин**

***О современном состоянии, реформировании  
и перспективах развития отечественной  
ракетно - космической промышленности***

Генеральный директор  
Государственной корпорации  
по космической деятельности «РОСКОСМОС»

**И.А. Комаров**

***К 70 - летию отечественной ракетно - космической  
промышленности. Ретроспективный анализ***

Председатель научно-технического совета  
Государственной корпорации  
по космической деятельности «РОСКОСМОС»

**Ю.Н. Коптев**

***Земля и климатические катастрофы соседних планет***

Зам. директора ИКИ РАН

**О.И. Кораблев**

***Презентация первых трех томов шеститомного издания  
«Развитие отечественной ракетно - космической науки и техники»  
Издательского дома «Столичная энциклопедия»***

Генеральный конструктор  
по наземной космической инфраструктуре -  
заместитель генерального директора ЦЭНКИ

**И.В. Бармин**

## **Круглый стол**

«Итоги и перспективные космические технологии»

**26 января, вторник, 15 час.**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Учебно-лабораторный корпус, Конференц-зал, 3 этаж

### **Ведущие:**

Президент Ракетно-космической корпорации «Энергия» имени С.П. Королёва  
**Солнцев Владимир Львович**

Генеральный директор ФГУП ЦНИИмаш  
**Горшков Олег Анатольевич**

Генеральный директор АО «Российские космические системы»  
**Тюлин Андрей Евгеньевич**

В обсуждении принимают участие:

ветераны и молодые специалисты, заслуженные испытатели космической техники РКК «Энергия» имени С.П. Королёва  
ветераны и молодые специалисты АО «Российские космические системы»  
ветераны и молодые специалисты ФГУП ЦНИИмаш  
ученые, специалисты, космонавты, испытатели космической техники  
студенты и аспиранты

### **Предполагается обсуждение следующих направлений:**

- Возможные направления развития космонавтики
- Ключевые элементы и технологии для ракетно-космической техники
- Проблемы импортозамещения, разработки единых подходов к электронно-компонентной базе в космической отрасли
- Основные тенденции в коммерческих космических полетах и перспективы развития космического туризма в ближайшие годы
- Использование достижений космонавтики для нужд человечества и научно-технического прогресса



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

## ЗАСЛУЖЕННЫЙ ИСПЫТАТЕЛЬ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ РОССИИ (ПАМЯТИ И.Е. ВЛАСОВА)

О.А. Скрыль

[oas197@mail.ru](mailto:oas197@mail.ru)

Межрегиональная общественная организация «Ветераны КИК»

В июле 2015 года ушел из жизни один из ведущих специалистов Командно-измерительного комплекса (КИК) в области баллистического обеспечения Игорь Евгеньевич Власов. Его служба в КИК началась в период, когда ставились задачи управления значительным количеством одновременно действующих космических аппаратов, которые отличались по назначению, практической значимости, параметрам орбиты, методам и средствам выведения. Это были первые обитаемые КА, впервые принятые в штатную эксплуатацию КА военного и социально-экономического назначения, КА для первых полетов к планетам Солнечной системы, новых полетов к Луне, КА научного назначения. Управлять группой таких разноплановых КА стало невозможно без комплексной автоматизации работы всех привлекаемых средств и систем, особенно при осуществлении баллистического обеспечения. За время службы в КИК, с 1964 по 1991 год, И.Е. Власов занимал все должности, имевшие отношение к научно-исследовательской и испытательной работе, был руководителем большого коллектива Баллистического центра (БЦ). Принимал самое непосредственное и активное участие в испытаниях и следил за эксплуатацией космических систем: «Зенит», «Циклон», «Парус», «Цикада», «Молния-1», «Молния-3», ЕКНС «ГЛОНАСС». Разрабатывал алгоритмы и программы для 12 АКП. Участвовал в испытаниях АСУ «Скат». Руководил работами по обоснованию и созданию БЦ НАКУ. Ответственный исполнитель 21 научно-исследовательской работы. С 1992 года работал ведущим научным сотрудником, начальником сектора отдела концептуальных исследований НИЦИ МИД России. Занимался внедрением современных информационных технологий (искусственный интеллект). За работу «Модель политической системы как ядро информационно-аналитических систем в политологии» конкурсная комиссия присудила ему премию. С 1996 года, работая в ФГУП РСК «МиГ», исследовал рынки вооружений, руководил разработкой технико-коммерческих предложений и презентаций. С 1996 по 2008 год представлял РСК «МиГ» на международных конференциях по авиации и космонавтике в г. Лондоне, выступал с докладами.

Действительный член Международной академии «Информация, связь, управление в технике, природе, обществе» (МАИСУ), кандидат технических наук, доцент. Имеет 284 научных труда, 14 из которых переведены и опубликованы в США, а также 7 патентов на изобретения. За испытания космической техники награжден орденом Красной Звезды, множеством медалей СССР, РФ и Федерации космонавтики России. Заслуженный испытатель космической техники России, ветеран космонавтики России. Активно работал заместителем председателя МОО «Ветераны КИК».

Внес большой вклад в успешную работу Академических чтений по космонавтике, являясь с 2010 года сопредседателем секции «История ракетно-космической техники», а с 2015 года — сопредседателем секции «Пионеры освоения космического пространства. История ракетно-космической науки и техники».



## **Д.И. КОЗЛОВ – СЛЕДЫ В СЕРДЦЕ И ПАМЯТИ**

**А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов,  
Г.П. Аншаков, А.Д. Сторож**

**mail@samspace.ru**

АО «Ракетно-космический центр «Прогресс»

Доклад посвящен памяти выдающегося Генерального конструктора ракетно-космической техники, члена-корреспондента РАН Д.И. Козлова. Приведены биографические данные Дмитрия Ильича, основные вехи его творческой и трудовой деятельности, краткие оценки Дмитрия Ильича его коллегами и специалистами по совместной работе, отмечен его фундаментальный вклад в создание и развитие отечественной науки и ракетно-космической техники. Дмитрий Ильич Козлов относится к той плеяде отечественных ученых и специалистов, которые являются первопроходцами современного ракетостроения и пионерами мировой космонавтики.

В феврале 1958 года Сергей Павлович Королёв для организации конструкторского сопровождения при серийном производстве ракеты Р-7 направляет в командировку в г. Куйбышев в качестве своего представителя ведущего конструктора этой ракеты Дмитрия Ильича Козлова. Заместитель Главного конструктора и руководитель куйбышевского филиала № 3 ОКБ-1 Д.И. Козлов был очевидцем и непосредственным участником наиболее важных событий, связанных с первым полетом человека в космос.

Он был признанным лидером, вокруг которого выросли ученики, последователи и обширная научно-техническая кооперация. Им создана научно-техническая школа по космическим средствам дистанционного зондирования Земли.

Трудовые и творческие успехи Д.И. Козлова высоко оценены государством. Ему дважды присвоено звание Героя Социалистического труда, он награжден четырьмя орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, орденом «За заслуги перед Отечеством» II степени. Козлов Д.И. являлся лауреатом Ленинской премии, дважды лауреатом Государственной премии СССР, лауреатом Государственной премии РФ, ему присвоены почётные звания «Заслуженный работник промышленности СССР» и «Заслуженный деятель науки и техники РФ».

## **УЧЁНЫЙ, ИНЖЕНЕР, УЧИТЕЛЬ (К 105-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ Л.И. БАЛАБУХА)**

**Ю.К. Щербakov**

**yury.shcherbakov@gmail.com**

член-корреспондент Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского

Один из крупнейших специалистов в области прочности и динамики конструкций, выдающийся инженер и педагог, профессор Лев Иванович Балабух внёс значительный вклад в развитие науки и авиационно-космической техники. Его жизнь удивительным образом повторила и продолжила творческую судьбу К.Э. Циолковского. В 1932 году после окончания МГУ он был направлен в «Дирижаблестрой» ГВФ, где работал вместе с Умберто Нобиле. Затем с 1940 года работал в ОКБ П.О. Сухого. В ЦАГИ (с 1947 г.) им выполнены фундаментальные работы в области теории оболочек и прочности конструкций. С 1951 года он руководил службой прочности в ОКБ-23 Генерального конструктора В.М. Мясищева, где внёс значительный вклад в работу над созданием уникальных стратегических бомбардировщиков М4, ЗМ, М50, М52 (в те годы им не было аналогов), проекты сверхзвуковых пилотируемых самолетов М5б, крылатой межконтинентальной ракеты «М-40» («Буран») и др. С 1960 года после объединения ОКБ-52, ОКБ-23 и за-

вода 23 (позднее завод им. М.В. Хруничева) под руководством В.Н. Челомея в качестве заместителя Главного конструктора он разрабатывал ракеты и ракетные комплексы УР-100, УР-200, УР-500, которые многие десятилетия обеспечивали обороноспособность нашей страны. На основе УР-500 создана ракета «Протон». Ученый славился умением создавать успешные творческие коллективы.

Л.И. Балабух в совершенстве владел искусством органично сочетать фундаментальные знания с практикой приближённых расчётов, экспериментальных исследований и конструирования. В истории развития отечественной авиации и ракетно-космической техники он по праву считается одним из пионеров теоретического обоснования и практического использования аналогового и конструктивно-подобного моделирования статики и динамики сложных конструкций, компьютеризации расчётных и экспериментальных исследований. Он предложил ряд принципиально новых конструктивных и технологических решений, которые способствовали повышению несущей способности и надёжности авиационных и ракетных конструкций, а в последующем стали классикой.

Научная деятельность ученого значительно повлияла на развитие ряда направлений в прикладной механике. С его именем связаны фундаментальные исследования в области теории оболочек (например, общеизвестны параметры тангенциальных усилий и моментов Балабуха-Новожилова), развитие и применение методов вариационного исчисления и численных методов анализа, в том числе метода конечного элемента. Он внес значительный вклад в развитие теории устойчивости деформируемых систем, динамики жидкости и твёрдых тел, термодинамики, термоупругости и магнитоупругости, реологии. Он обладал энциклопедическими знаниями и имел огромный авторитет среди учёных-механиков и в промышленности.

Более 40 лет Л.И. Балабух щедро делился своими обширными знаниями и опытом со студентами и аспирантами ДУК ГВФ, МФТИ, МВТУ им. Баумана. Его учениками были больше тысячи инженеров и специалистов, прежде всего авиационно-космической и оборонной промышленности. Многие из них стали признанными учёными и руководителями. Его взгляды на развитие системы высшего образования актуальны и сегодня.

Лев Иванович отличался благородством, доброжелательностью, чуткостью, отзывчивостью, лёгким юмором и обострённым чувством ответственности. В памяти его друзей, коллег, учеников он навсегда остался выдающимся Учёным, Инженером, Учителем, Гражданином.

### **ТАКИМ БЫЛ В.М.СУРИКОВ (К 80 - ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ)**

**А.Ф. Евич**

**vega100@mail.ru**

ЦНИИмашиностроения, г. Королёв Московской области

Виктор Михайлович Суриков имел быстрый ум и отличался трудолюбием. В короткие сроки стал кандидатом, затем доктором наук. Путь от выпускника МАИ до заместителя директора ЦНИИмаш по науке прошел за 23 года, удостоен Госпремии СССР и Ленинской премии. Искренний коммунист, ярый противник политических перевертышей. На протяжении 10 лет по совместительству руководил кафедрой отраслевого ИПК «Системное проектирование изделий РКТ». Профессионал высочайшего класса, он был родоначальником различных научных направлений в ЦНИИмаш и в каждое из них внес ощутимый вклад. Это системное проектирование ракет-носителей, САПР изделий РКТ, моделирование на ЭВМ двухсторонних стратегических конфликтов при условии функционирования глобальной системы ПРО, разрабатывавшейся в рамках

программы СОИ (США), обоснование стратегии и тактики переговоров с американцами о сокращении стратегического наступательного вооружения.

Лично участвовал в советско-американских переговорах, работал в Совете обороны и безопасности СССР, в Совете по внешней политике МИД РФ, Совете по военно-технической политике Минобороны РФ. Неоднократно выезжал за рубеж (США, Япония, Китай, Швейцария), где выступал с докладами и лекциями (в частности, в цитадели формирования военно-научной идеологии США — РЭНД Корпорейшн) по животрепещущим вопросам сохранения стабильности в мире. В 1993 году В.М. Суриков основал и возглавил Институт оборонных исследований (ИНОБИС), в числе первых НИР которого были работы по обеспечению устойчивости и боевой эффективности отечественных СЯС при различных уровнях сокращения вооружения.

Виктор Михайлович отличался независимыми объективными суждениями по различным научно-техническим проблемам. Далекое не всегда, не везде и не всем это нравилось. Но друзей-единомышленников и соратников у него было значительно больше, чем неприятелей — как скрытых, так и явных. Он воспитал мощную плеяду учеников, продолжающих его дело. Пожалуй, никто в ЦНИИмаш не мог бы сравниться с ним по числу аспирантов, успешно подготовивших и защитивших диссертации под его научным руководством. В.М. Суриков ушёл из жизни слишком рано — в 1998 году, оставив нам массу идей и рекомендаций.

## **ОТ КОСМИЧЕСКИХ ПЕРЕГРУЗОК – К НАГРУЗКАМ ЗЕМНЫМ (К 80-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ КОСМОНАВТА Г.С. ТИТОВА)**

**С.И. Мигулин**

**migsi@yandex.ru**

НИИ Военной истории Военной академии ГШ ВС РФ

6–7 августа 1961 года Герман Степанович Титов совершил следующий качественно новый 17-витковый орбитальный космический полёт на космическом корабле «Восток-2» после первого в мире одновиткового орбитального космического полёта Ю.А. Гагарина. Впервые в мире он доказал саму возможность и оценил особенности протекания основных функций жизнедеятельности человека в суточном цикле космического полёта. Установил рекорд Гиннеса как самый молодой космонавт, побывавший в космосе. В день полёта ему исполнилось 25 лет 10 месяцев и 25 дней.

Родился «космонавт №2» 11 сентября 1935 года в с. Верхнее Жилино Косихинского района Алтайского края. Его жизненный путь был типичным для того времени: сельская школа, 9-я Военная авиационная школа первоначального обучения лётчиков ВВС, Сталинградское военное авиационное училище лётчиков, служба лётчиком-истребителем в 26-м гвардейском истребительном полку 76-й воздушной армии. С августа 1960 по 1970 год — в отряде космонавтов. 12 апреля 1961 года был дублёром первого космонавта планеты Ю.А. Гагарина.

В 1968 году Герман Степанович окончил Военно-воздушную инженерную академию имени Н.Е. Жуковского, а в 1972 году — Военную академию Генерального штаба Вооружённых Сил СССР.

В докладе рассматривается его служба в должности заместителя начальника Центра Командно-измерительного комплекса (КИК) по управлению космическими аппаратами военного назначения и служба в ГУКОС МО СССР и УНКС МО СССР.

Учитывая заслуги Г.С. Титова перед Отечеством и Вооружёнными Силами Российской Федерации, в целях увековечивания его памяти Указом Президента Российской Федерации № 1044 от 14 августа 2001 года Главному испытательному центру испытаний и управления было присвоено имя Германа Степановича Титова.

### **НЕВЫСОКИЙ ДВАЖДЫ ГЕРОЙ (К 75-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ КОСМОНАВТА Г.М. СТРЕКАЛОВА)**

**А.М. Песляк**

**pesliak2000@mail.ru**

Осенью прошлого года исполнилось 75 лет со дня рождения Геннадия Михайловича Стрекалова. К сожалению, отечественные СМИ и историографы мало уделяют внимания судьбам тех, кто начал свою научную карьеру в качестве ученика королёвской школы и вырос в самостоятельную Личность.

Судьба же Стрекалова тесно связана с Подмосковьем, со знаменитым ОКБ-1. И если в качестве техника ему, 17-летнему, посчастливилось участвовать в изготовлении корпуса Первого спутника, то благодаря способностям и «бауманским» знаниям он вошёл в команду космонавтов, уже будучи разработчиком и участником ряда проектов по созданию узлов и целых орбитальных аппаратов. Иными словами, смог развить и применить те столь важные навыки конструкторской теории, инженерной практики и личного участия в освоении космоса, основы которых были заложены К.П. Феоктистовым и продолжены О.Г. Макаровым, В.И. Севастьяновым и другими представителями нового поколения королёвцев. Опираясь на фундамент наработок Главного конструктора и его соратников, они развивали советскую пилотируемую космонавтику и испытывали её образцы на орбите. При этом Стрекалов стал единственным гражданским космонавтом, который в СССР совершил четыре космических полета (пятый совершил уже в 1995 г.); в его практике имел место и аварийный пятиминутный старт.

В сообщении будут приведены и другие факты и оценки, связанные с жизнью и деятельностью Г.М. Стрекалова.

### **ПЕРВЫЙ ПУСК МБР Р-7 КУЙБЫШЕВСКОГО ПРОИЗВОДСТВА: ГЕРОИ ЗАВОДСКОЙ ТЕХНИЧЕСКОЙ БРИГАДЫ**

**С.В. Семёнов**

**se-cret@yandex.ru**

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

Первый пуск МБР Р-7, изготовленной Государственным авиационным заводом № 1, состоялся 17 февраля 1959 года. Именно с этого момента стали реальностью разговоры о начале серийного производства королёвской «семерки». Принято вспоминать об участниках «знаковых» пусков изделий ракетно-космической техники в юбилейные годы. К тому же, как правило, внимание исследователей привлекают личности руководителей предприятий или технических руководителей запусков. В данном случае это директор завода В.Я. Литвинов и начальник отдела 25 ОКБ-1 Д.И. Козлов. На мой взгляд, серьезным недостатком многих специальных работ, посвященных подобного рода событиям из истории создания космической техники, является крайне скудная информация (и даже полное ее отсутствие) о так называемых «рядовых участниках» технических бригад. Тем более что порой инженеры, электромонтажники, слесари-сборщики проявляли настоящий героизм в процессе предстартовой подготовки изделий.

Так было и на февральском пуске 1959 года. За несколько часов до старта была обнаружена неисправность в преобразователе тока. Бригадир слесарей-сборщиков В.П. Малина поднялся на тридцатиметровую высоту и, несмотря на мороз и сильный ветер, в темноте на ощупь снял неисправный преобразователь и установил новый. Позднее (в 1966 г.) В.П. Малина был удостоен звания Героя Социалистического Труда. Среди героев первого пуска «серийной семерки» был и начальник сборочного цеха

М.Г. Перчёнок (кавалер ордена Ленина) — опытный производственник, сумевший так организовать процесс монтажа, что удалось без задержек четко следовать графику работ. После пуска техническая бригада завода-изготовителя удостоилась благодарности С.П. Королёва.

Время неумолимо. Поэтому историку ракетно-космической техники просто необходимо спешить при проведении своих исследований — пользоваться информацией, полученной, как говорится, «из первых уст». В случае с пуском МБР Р-7 17 февраля 1959 года речь идет об инженере-телеметристе Е.А. Болотове, единственном ныне здравствующем участнике этого памятного события. Благодаря ему и другим сотрудникам секции измерений радиотелеметрии изделия отработала на «отлично».

Таким образом, дополнительные сведения о непосредственных исполнителях работ и рассказанные ими подробности дают много новой информации для полноценного исторического исследования и позволяют сохранить память о многих ранее безымянных героях космических побед.

## **АНАЛИЗ НЕОБХОДИМОСТИ И ВОЗМОЖНОСТИ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ЧАСТОТНО-ВРЕМЕННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ МНОГОПОЗИЦИОННЫХ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

**В.П. Кузнецов, О.А. Скрыль**

**vpkvpk@mail.ru, oas197@mail.ru**

Межрегиональная общественная организация «Ветераны КИК»

История развития отечественной радиоэлектронной техники показывает, что при ее производстве далеко не всегда своевременно используются результаты научных исследований. Этот фактор нередко отличает нас от других развитых государств. В докладе эта проблема рассматривается на примере частотно-временного обеспечения систем измерения, контроля и управления различных комплексов.

Приведена история развития и основные направления совершенствования одной из ведущих компонент Государственной системы единого времени и эталонных частот (ГСЕВЭЧ) — навигационной системы ГЛОНАСС — с позиций обеспечения требуемых точностей синхронизации шкал времени. По экспериментальным данным, на конец 2014 года среднеквадратическая погрешность передачи сигналов НКА во временном измерении — не лучше 7 нс, а шкалы времени различных КА системы продолжают характеризоваться взаимной синхронизацией с погрешностью 8 нс (СКО). Это в несколько раз хуже параметров КНС GPS.

Новый этап обеспечения синхронной работы многопозиционных комплексов требует существенного повышения точности синхронизации их шкал времени. В докладе приведено 10–12 направлений исследований, по которым следует продолжать работы по сокращению погрешности синхронизации шкал времени.

В докладе также показаны приоритеты России относительно создания бортовых водородных стандартов частоты и времени (ВСЧВ) и разработки метода встречной передачи сигналов по каналам дуплексной связи как при использовании отражений от метеорных следов, так и при ретрансляции этих сигналов через геостационарный спутник Земли.

# ЗНАЧЕНИЕ ОТРАСЛЕВОГО АРХИВА ПО РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ДЛЯ ИСТОРИИ НАУКИ И ТЕХНИКИ

О.А. Первов

pervov-oleg@mail.ru

ЦНИИМашиностроения, г. Королёв Московской области

На сегодняшний день основными компонентами информирования в области истории становления и развития РКТ являются:

- сборники архивных документов;
- воспоминания участников создания РКТ;
- альбомы, выпущенные к юбилеям организаций и лиц, внесших определенный вклад в создание РКТ;
- экспонаты, представленные в музеях и на тематических выставках;
- публикации в СМИ, посвященные определенным датам и наиболее значительным достижениям в деле ракетостроения.

Все эти материалы представляют интерес при исследовании вопросов развития РКТ, и в то же время с точки зрения источниковедения ряд из них обладает характерными особенностями:

- сборники архивных документов, посвященные определенным событиям и изделиям РКТ, представляют определенный интерес для исследования, но ограничены временными рамками и дают однобокое представление, не освещающее общей картины становления РКП;
- воспоминания отражают субъективное мнение автора и отличаются тенденциозностью при описании определенных событий;
- музеи и СМИ ориентированы на массового потребителя и не дают исследователям полной информации относительно вопросов истории создания и становления РКТ.

При создании истории РКТ необходимо комплексное изучение источников, и в первую очередь архивных документов, по которым можно проследить всю историю с момента зарождения (1946 г.) до настоящего времени (изучение космоса, МКС и др.).

Определенные трудности представляет тот факт, что документы, необходимые исследователю, хранятся в разных государственных архивах (высших органов — Архив президента, правительства — ГАРФ и РГАЭ, министерств — РГАЭ, предприятий — РГАНТД).

Единственным местом хранения всего комплекса документов, интересующих исследователя РКД, является Отраслевой архив по РКД, созданный для сбора и хранения всех документов, отражающих процессы создания РКТ. В его фондах на хранении находятся подлинные документы организаций-фондообразователей (МОМ, предприятий РКП, Роскосмоса и др.). Документы вышестоящих органов (ЦК КПСС, СМ ССР, президента РФ, правительства РФ) хранятся в копиях. Сосредоточение всех категорий документов в одном месте дает возможность исследователям комплексно изучать вопросы истории РКТ при значительной экономии времени на анализ и сбор необходимого материала.

С целью расширения возможностей доступа к документам в Отраслевом архиве по РКД проводится работа по снятию грифа секретности с ряда архивных документов.

## МАЙ 1946 ГОДА — ВЫБОР СТРАТЕГИИ. ВЗГЛЯД ЧЕРЕЗ 70 ЛЕТ

Л.П. Вершинина

vega100@mail.ru

ЦНИИмаш, г. Королёв Московской области

История принятия Постановления СМ СССР от 13 мая 1946 года, ставшего важнейшим для отечественного промышленного ракетостроения, началась в середине 1945 года. Тогда в июле был создан первый проект постановления, предусматривающий развёртывание работ по ракетам дальнего действия в Наркомате боеприпасов. По мере обсуждения документа в разных инстанциях и при одновременном изучении немецкого опыта Специальной технической комиссией Л.М. Гайдукова в первоначальную редакцию вносились дополнения, устранялись замечания и т.п., словом, шла интенсивная работа над содержанием документа. В результате за период с июля 1945 года до мая 1946 года появилось в общей сложности несколько вариантов решения правительства по созданию и развитию научно-исследовательской и производственной базы ракетостроения в Советском Союзе.

Весной 1946 года в качестве головного подразделения по созданию РДД было предложено Министерство вооружения, что получило отражение в очередном варианте проекта постановления. 29 апреля 1946 года в Кремле состоялось совещание с представителями высшей государственной власти, промышленности и Министерства вооружённых сил, на котором обсуждались вопросы изучения немецкого ракетного вооружения и организация работ по созданию собственной научно-технической базы ракетостроения. По результатам этого совещания проект постановления был доработан, однако параллельно появился документ в другой редакции. 7 мая оба варианта были направлены в Бюро Совета Министров СССР и после доработки представлены на подпись И.В. Сталину.

От того, какому из проектов постановления было отдано предпочтение, во многом зависела судьба советского ракетостроения.

Доклад посвящён анализу содержания обоих документов и возможным мотивам окончательного выбора.

## ВКЛАД РНИИ — ЦЕНТРА КЕЛДЫША В СТАНОВЛЕНИЕ И РАЗВИТИЕ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

А.А. Гафаров

kercc@elnet.msk.ru

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»

31 октября 1933 года ленинградская Газодинамическая лаборатория и московская Группа изучения реактивного движения были объединены в первую в мире научно-исследовательскую организацию по реактивной и ракетной технике — Реактивный научно-исследовательский институт. Здесь были созданы первые поколения отечественных ракетных двигателей различных типов, реактивных снарядов и ракет на их основе, первая в мире реактивная система залпового огня — легендарная «Катюша». В РНИИ еще в довоенный период работали такие в будущем ведущие специалисты в области РКТ, как С.П. Королев, В.П. Глушко, М.К. Тихонравов, Ю.А. Победоносцев, Б.В. Раушенбах, Л.С. Душкин, Н.Г. Чернышов, Е.С. Щетинков и др. В этот период началось становление С.П. Королева как будущего главного конструктора, он участвовал в создании таких сложных для того времени объектов, как крылатая ракета-212 с проект-

ной дальностью полета 50 км и ракетоплан РП-318-1, на котором был выполнен первый в нашей стране полет человека на летательном аппарате с ракетным двигателем.

В августе 1944 года сотрудники преемника РНИИ — НИИ-1 — Ю.А. Победоносцев, М.К. Тихонравов, Н.Г. Чернышов, Р.Е. Соркин во главе с начальником института П.И. Федоровым первыми из советских специалистов познакомились с достижениями германских ракетчиков. Среди сотрудников НИИ-1, изучавших трофейную ракетную технику в Германии, а затем в соответствии с историческим постановлением от 13 мая 1946 года начавших создавать отечественную ракетостроительную отрасль, были Н.А. Пилюгин, В.П. Мишин, К.Д. Бушуев, В.С. Будник, Л.С. Воскресенский, А.Я. Березняк, А.М. Исаев, М.В. Мельников, Б.А. Соколов, Б.Е. Черток и многие другие.

В период 1946–1965 годов, находясь в составе Министерства авиационной промышленности, НИИ-1 под руководством академика М.В. Келдыша совершил переход от авиационной реактивной техники к ракетной, а затем и к космической технике. Сотрудники института внесли значительный вклад в создание МБР Р-7 и ракеты-носителя на ее основе, первого искусственного спутника Земли, в реализацию проекта первого пилотируемого полета в космос.

В 1965–1991 годах преемник НИИ-1 — НИИ тепловых процессов Министерства общего машиностроения — являлся головным предприятием отрасли по ракетно-космическому двигателестроению и активно участвовал в решении актуальных задач РКТ, в частности, помог достигнуть паритета с США по МБР с твердотопливными ракетными двигателями.

Ныне Государственный научный центр Российской Федерации — Федеральное государственное унитарное предприятие «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша» является головным предприятием Роскосмоса по ракетным двигателям и космическим энергосистемам и успешно решает задачу формирования стратегии развития этих ключевых составляющих ракетно-космической техники и обеспечения на этой основе лидирующей роли России в космосе.

## Л.П. БЕРИЯ И СОВЕТСКИЙ РАКЕТНЫЙ ПРОЕКТ

**А.И. Ясаков, В.И. Ивкин**  
ветераны РВСН

**yasakovai@rambler.ru, ivkin-v@mail.ru**

Ракетное оружие Третьего рейха и программа его изучения и освоения в СССР. Постановление Совмина «Вопросы реактивного вооружения» 1946 года и масштабный старт советского ракетостроения. Спецкомитет по реактивной технике и Комитет № 2 при Совете Министров СССР, Г.М. Маленков и Н.А.Булганин.

Постановления правительства о планах опытных и научно-исследовательских работ по реактивной технике от 7 мая 1947 года, 14 апреля 1948 года, 4 декабря 1950 года.

Советское ракетостроение в начале 50-х годов XX века. Комплексная защита территории страны от средств ядерного нападения США и НАТО — приоритетная программа советского руководства. Системы «Комета» и «Беркут».

Ракеты дальнего действия под дланью Л.П. Берии: 4 августа 1951 года и Группа № 1 Управления делами Совета Министров СССР. Завод № 586 и организация серийного производства ракет Р-1. Финал советских «Вассерфаль» и «Шмиттерлинг».

К боевому применению ракет дальнего действия. Формирование бригад особого назначения и их форсированная подготовка. Принятие и реализация программы подготовки кадров. Развертывание строительства арсеналов и баз хранения РДД. Создание производственных мощностей и запасов компонентов ракетного топлива: жидкого кислорода и перекиси водорода. Принятие на вооружение Р-2.



Р-5, Р-11, Р-12. Проект плана опытных работ по реактивной технике на 1952–1953 годы. Расширение территории Государственного центрального полигона.

1953 год. постановления Совета Министров СССР от 13 февраля 1953 года № 442-212сс и № 442-213сс — задел на десятилетия.

## **ИСТОРИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ФАКТОРОВ РАЗВИТИЯ ИСПЫТАТЕЛЬНОЙ ПОЛИГОННОЙ БАЗЫ ОТЕЧЕСТВЕННОГО РАКЕТОСТРОЕНИЯ В НАЧАЛЕ 60-Х ГОДОВ XX ВЕКА (К 50-ЛЕТИЮ ПЕРВОГО ЗАПУСКА ИСЗ С КОСМОДРОМА ПЛЕСЕЦК)**

**Е.К. Бабичев**

**[babichev.e.k@gmail.com](mailto:babichev.e.k@gmail.com)**

Правительство Московской области

Развитие отечественной ракетно-космической техники неразрывно связано с параллельным созданием ракетных полигонов. В предлагаемой работе развитие испытательной полигонной базы отечественного ракетостроения рассматривается в рамках факторного подхода.

Начало активной космической деятельности было обеспечено на втором этапе развития отечественной испытательной полигонной базы, в ходе которого начали функционировать первые ракетные и космические комплексы на 5-м Научно-исследовательском испытательном полигоне (5 НИИП, космодром «Байконур»).

В конце 1962 года по мере развития ракетно-космической техники проявились и вступили в силу новые факторы, предопределившие в конечном итоге основное направление дальнейшего совершенствования полигонной базы:

- успешный опыт модернизации и конверсии наземной инфраструктуры ракетных и ракетно-космических комплексов;
- опережающая потребность наращивания пропускной способности ракетно-космических полигонов;
- развитие потребностей в новой полигонной базе для МБР;
- необходимость доступа на приполярные орбиты для развертывания обеспечивающих космических систем;
- расширение возможностей вероятного противника по доступу на стратегически важные приполярные и солнечно-синхронные орбиты;
- режим секретности и др.

В результате их действия сложились объективные условия и оформились субъективные предпосылки для создания ракетно-космического полигона на севере европейской территории СССР.

Кроме того, к 1963 году потенциал объекта «Ангара» — 3-го Учебного артиллерийского полигона (3 УАП, пос. Плесецк, Архангельская обл.) стал самостоятельным фактором, способным оказать влияние на выбор места для строительства нового испытательного полигона ракетно-космической техники.

Таким образом, создание 53-го Научно-исследовательского испытательного полигона ракетного и космического вооружения Министерства обороны (53 НИИП МО СССР) на базе 3 УАП стало следствием действия объективных факторов развития испытательной полигонной базы отечественного ракетостроения в начале 60-х годов XX века и знаменовало собой новый этап её развития.

### К ИСТОРИИ ФОРМИРОВАНИЯ КУЙБЫШЕВСКОГО РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО КЛАСТЕРА

**В.Н. Парамонов**

**paramonov.vyach@yandex.ru**

СамГУ, г. Самара

Объектом исследования выбран ракетно-космический кластер Куйбышевской (ныне Самарской) области. В качестве источников были использованы материалы Самарского филиала Российского государственного архива научно-технической документации, Самарского областного государственного архива социально-политической истории, периодическая печать, опубликованные воспоминания и иная литература.

Создание ракетно-космического кластера в Куйбышевской области было связано со следующими факторами: а) существованием в регионе авиапромышленного комплекса, созданного в период Великой Отечественной войны, и соответствующей транспортной, энергетической инфраструктуры; б) готовностью заводов к коренной перестройке, созданию новых цехов и участков, проектированию и изготовлению большого количества сложной оснастки, к переподготовке рабочих и инженерно-технических работников; в) наличием кадров, обладавших опытом работы на предприятии с высоким уровнем секретности и жесткими нормами трудовой и технологической дисциплины; со сравнительно высокой квалификацией; с пониманием значения предприятий для национальной безопасности; г) функционированием авиационного института, готовившего специалистов по летательным аппаратам, двигателестроению; д) решением Совета Министров СССР о размещении на Государственном авиационном заводе № 1 производства межконтинентальной баллистической ракеты Р-7.

Хронологически этап формирования Куйбышевского ракетно-космического кластера охватывает, на наш взгляд, период с 2 января 1958 года, когда советское правительство приняло постановление о размещении на Государственном авиационном заводе № 1 производства межконтинентальной баллистической ракеты Р-7. Датой завершения процесса формирования данного кластера можно считать 30 июня 1974 года, когда было образовано самостоятельное предприятие — Центральное специализированное конструкторское бюро (ЦСКБ). Опыт функционирования ракетно-космического кластера в условиях мобилизационной экономики поможет избежать многих ошибок в современной непростой для отрасли ситуации.

### РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА И ЦЕНЗУРА

**А.М. Кириндас**

**arbeit1@starlink.ru**

Журнал «Техника и вооружение» г. Москва

Представлены краткие результаты исследований автора по вопросу деятельности государственных учреждений в области исследования темы межпланетных сообщений и ракетной техники для целей обороны в 1920–1940 годах.

На протяжении XX века объем и характер печатных источников информации о ракетной и космической технике претерпевал изменения. Менялась информационная насыщенность публикаций. Из печати выходили работы как о пионерных исследованиях, так и популярные. Это были исследования частных лиц, издававшиеся за их личные средства, бюллетени и иные издания научных учреждений, аналитические сборники. На основании печатных работ заинтересованный читатель мог составить мнение о положении дел в отраслях межпланетных сообщений и ракетной техники.

Но насколько были точны публикуемые сведения? Сопоставив краткое описание деятельности в области исследования темы межпланетных сообщений и ракетной техники в рассматриваемый период на основании открытых источников, а также на основании архивных документов, можно отметить противоречия между ними. В этой связи особое внимание можно уделить вопросу цензурирования прижизненных изданий трудов К.Э. Циолковского. На основании анализа открытых публикаций и архивных документов, сведений о деятельности цензуры, можно выдвинуть предположение о возможном существовании в предвоенный период программы исследования вопроса межпланетных сообщений для целей обороны.



## ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

### НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ КОНСТРУКЦИЙ ПИЛОТИРУЕМОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

**Г.И. Морозов**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
г. Москва

Современный пилотируемый космический аппарат (ПКА) — крайне специфический технический объект. Правила, по которым создаются эффективные конструкции ПКА, должны отличаться от правил создания наземных технических средств. Очевидно, в первую очередь конструкция ПКА зависит от выполняемых ею задач. Другой важный фактор — место применения ПКА. В настоящее время освоена сфера околоземного космоса, где функционируют орбитальные пилотируемые станции. Для освоения других космических горизонтов должны использоваться иные конструкции.

Общими факторами развития всех видов ПКА являются большая продолжительность пребывания в космосе автономно от земных ресурсов и постоянное наращивание численности экипажа вплоть до образования в будущем постоянных космических поселений. При этом постоянно будет возрастать сложность новых ПКА. Поскольку проектирование, изготовление и применение сложных систем крайне специфично, можно считать, что одиночные проекты ПКА, решающие отдельные частные задачи, имеют малую вероятность осуществления. Все направления развития ПКА связаны друг с другом.

Основные сферы использования ПКА: околоземные орбитальные станции, лунные базы, межпланетные аппараты, аппараты для полёта к астероидам. Из межпланетных ПКА в первую очередь, видимо, будут созданы проекты для полётов к Марсу, Венере. Долговременные базы на этих планетах — задача более отдалённая.

Полёты к астероидам более просты и кратковременны. ПКА для них можно будет разработать сравнительно быстро. Межпланетные ПКА имеют много общего и могут создаваться параллельно по мере формирования программ. Лунная база может быть спроектирована раньше других ПКА, но ее реализация займет несколько десятилетий.

В целом логично рассматривать каждую группу ПКА как часть общей объединённой программы освоения космоса в интересах населения Земли с привязкой отдельных проектов к своей нише задач и возможностей их эффективного решения. Освоение каждой сферы можно проводить по крупным этапам, намечая и обосновывая заранее конечную цель этапа и ожидаемый результат. Например, освоение Луны можно выполнять не как цепочку установления отдельных рекордов, а как фазы создания научно-технического комплекса с определенной программой решения задач по разным направлениям науки и наземного производства. Конечной целью может быть, например, создание постоянной лунной базы с экипажем 20 человек.

Современные конструкции ПКА и их компоненты созданы на базе наземных прототипов. Очевидно, что для межпланетных и лунных условий они неэффективны. Не всегда необходимо изготавливать все элементы и делать их сборку их на Земле. Уже имеются технологии и материалы для изготовления деталей в космосе. Это, в частно-

сти, облегчит нагрузку на ракеты-носители. На Луне возможно изготовление элементов с использованием местных материалов. Часть конструкций применима в разных проектах. Но многие элементы уникальны и могут не повторяться. Важная организационная проблема — заблаговременное проведение научных исследований, отработка новых методов и технологий. Полезно формирование научных групп, постоянно изучающих конструкции ПКА и задачи для них.

Другой вопрос — решение общих проектных задач единообразно, с использованием теории сложных технических систем. Это уточнит понимание эффективных конструкций разных ПКА и методы изготовления их компонентов.

Развитие космической техники и распространение космических идей, методов и средств в человеческом обществе имеет под собой объективную основу. Объективность популярности взглядов о целесообразности выхода все большего числа жителей Земли за пределы планеты подтверждается высказываниями различных мыслителей прошлого и современными представлениями о будущем развитии человеческого общества, как естественного компонента земной биосферы.

Эти взгляды, сформированные трудами К.Э. Циолковского, В.И. Вернадского, С.П. Королева и других отечественных и зарубежных ученых, отражают объективные закономерности развития природных систем, в том числе и биосферы. В биосфере за миллионы лет подготовлено появление наиболее совершенного вида живых существ — Homo Sapiens, развитие которого в течение десятков тысяч лет привело к созданию различных искусственных средств, позволяющих не только осуществлять грандиозные, ранее невозможные процессы на Земле, ведущие к процветанию биосферы, но и одновременно к выделению наиболее эффективных направлений концентрации усилий всего человеческого общества. Одно из таких направлений — космонавтика.

Один из важных факторов развития космической техники — зависимость от достижений научно-технического прогресса и обратное влияние результатов ее развития на ускорение научно-технического прогресса. На первых этапах создания и применения космической техники ее успехи полностью определялись возможностями науки и техники по получению новых топлив, конструкционных материалов, средств защиты оборудования и экипажа от агрессивных космических факторов и элементов автоматика. Впоследствии именно в этих направлениях достижения космической науки и техники опережали результаты других отраслей иногда на десятилетия.

Еще один фактор связи космической техники с обществом — внедрение результатов, получаемых в космическом полете, в различные сферы науки, производства и бытовой деятельности населения. Можно назвать много примеров такого процесса: медицинский анализ здоровья и оказание помощи по телевидению; сбор и использование космических данных в интересах метеорологии, для решения экологических и сельскохозяйственных проблем; использование спутников для усовершенствования наземной связи; обеспечение навигации наземного транспорта с высокой точностью в любых районах и с наименьшими затратами; использование дегидратации продуктов при приготовлении пищи и др. Все эти технологии сначала использовались в космической технике. Сейчас имеется большой интерес к марсианской экспедиции. Ее влияние на развитие наземных средств трудно прогнозировать, но очевидно, что будет множество полезных результатов после завершения экспедиции.

Если изобразить научно-технический прогресс в виде конуса, устремленного в будущее, то на острие этого конуса находится наука, а на самом кончике в наше время расположены работы по созданию и применению пилотируемой космической техники. Решения, получаемые в этой сфере, всегда опережают потребности наземных потребителей, но, спустя некоторое время, они распространяются в различных областях науки, переходят в производство, а затем и в быт населения.

Существуют различные обоснования объективности передовой роли космической техники в развитии научно-технического прогресса. Одно из очевидных — принадлежность космической техники к транспортным средствам: транспорт в человеческом обществе всегда занимал передовые позиции, хотя в разные периоды в технике доминировали различные виды транспорта. В XIX веке наибольшие технические достижения связаны с морским флотом, в первой половине XX века первенство перешло к авиации, а затем доминировать начала ракетно-космическая техника, в которой самые сложные проблемы и самые передовые методы их решения относятся к работам по созданию долговременных пилотируемых космических аппаратов.

Менее очевидно влияние существующих в человеческом обществе групп закономерностей, различающихся по степени общности и, соответственно, по распространённости в обществе. Согласно этому положению в каждый период развития общества проявляется своя сфера деятельности — лидер. В XXI веке — это космическая техника, а лидером в ней, ведущим за собой других, все очевиднее становится пилотируемая космонавтика.

### **ОРБИТАЛЬНАЯ ТРАНСПОРТНО-ЗАПРАВОЧНАЯ СТАНЦИЯ С ТУРБОГЕНЕРАТОРНОЙ СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОСТАНЦИЕЙ БОЛЬШОЙ МОЩНОСТИ**

**Н.Е. Третьяков**

МГУ им. М.В. Ломоносова, г. Москва;

Для создания многоразовой транспортной системы Н.Е. Третьяков предложил концепцию комплекса, состоящего из орбитальной транспортно-заправочной станции (ОТЗС), орбитального металлургического завода (ОМЗ), многоразовых носителей и межорбитальных автоматических грузовых кораблей (АГК). Центральным элементом данного комплекса является ОТЗС. ОМЗ — логическая и экологическая «точка» в технологическом цикле ОТЗС: производя из отходов производственно-транспортной деятельности ОТЗС ферменные конструкции для различных КА (в т. ч. и для ОТЗС и ОМЗ), он не только делает её безотходной и позволяет обойтись без доставки с Земли аналогичных конструкций в околоземное пространство, но и прекращает засорение околоземного пространства «рукотворным мусором».

Циклограмма работы ОТЗС предполагает значительное энергопотребление для проведения основных операций: электролиз воды с целью получения жидкого водорода и кислорода для заправки многоразовых носителей и КА; такелажные работы с крупногабаритными конструкциями большой массы; испытания КА перед их выводом на рабочую орбиту; работа ремонтных мастерских; жизнеобеспечение экипажа; работа бортовых систем.

Таким образом, одной из основных проблем при проектировании ОТЗС является выбор источника электроэнергии мощностью не менее 2000 кВт. Наилучшим вариантом электростанции космического базирования, который в должной мере подходит для работы в составе ОТЗС, на данный момент является солнечная электростанция (СЭС) с оптическим концентратором и машинным преобразователем, т. к. полупроводниковые СЭС не обладают достаточными мощностью и КПД, а ядерные источники энергии не применимы на околоземной орбите по экологическим причинам.

В докладе рассматривается возможность применения в составе ОТЗС турбогенераторной СЭС на базе параболоцилиндрического солнечного концентратора (ТСЭСП), предложенного Г.А. Щегловым и А.С. Поповым и защищённого патентом № 2298738 от 27.12.2002, и турбогенераторного агрегата, в котором вместо обычной паровой тур-

бины используется винтовая расширительная машина, обеспечивающая высокий КПД проточной части в широком диапазоне параметров пара, в т. ч. и влажного пара (0,7 — 0,9, в данном случае — 0,82).

Основным элементом данной ТСЭСП является энергоблок на основе параболоцилиндрического концентратора, обладающий следующими характеристиками:

1) для заданных габаритов концентратора (10x40 м) расчётная максимальная электрическая мощность может составить 167 кВт при использовании в качестве теплоносителя воды и термодинамического цикла с двумя ступенями промежуточного перегрева пара (что обеспечивается трёхтрубным коллектором-испарителем Г.А. Щеглова), благодаря чему энергоблок имеет три турбогенератора электрической мощностью 50, 50 и 100 кВт, вырабатывающих в выбранном режиме 41, 43 и 83 кВт электроэнергии соответственно;

2) для охлаждения генераторов и конденсатора используется газообразный азот, охлаждаемый в специальном теплообменнике оживительного модуля испарившимся водородом на его пути к оживителю;

3) наличие в составе ТСЭСП машинного преобразователя позволит производить электроэнергию как постоянного, так и переменного тока, что может обеспечить большую выносливость и надёжность ОТЭС.

Шестнадцать таких энергоблоков (сгруппированных в 4 сборки по 4 блока, расположенных на радиальных торцевых фермах кормовой части каркаса ОТЭС) вырабатывают мощность 2672 кВт > 2000 кВт.

## ТЕРМОЭМИССИОННАЯ ТЕПЛОВАЯ ЗАЩИТА ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ

**В.А. Керножицкий, А.В. Колычев**      **vakern@mail.ru, migom@mail.ru**

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург

В настоящее время актуальна разработка и создание спускаемых аппаратов (СА), предназначенных для исследования состава и свойств атмосфер планет и других тел Солнечной системы.

Кроме того, актуальна разработка СА для исследования атмосфер других планет, в том числе и для доставки на поверхность исследовательских аппаратов типа планетоходов.

Одной из основных проблем обеспечения спуска в атмосферах планет является интенсивный аэродинамический нагрев. Одновременно отсутствие информации об особенностях атмосфер приводит к неопределённости в части обеспечения тепловой защиты СА. При спуске, кроме аэродинамического нагрева, проблемой могут стать возникающие при спуске неравномерно распределённые по поверхности нестационарные тепловые потоки, приводящие к возникновению существенных локальных и общих температурных напряжений в обшивке.

Решить эту проблему может применение термоэмиссионной тепловой защиты (ТЭТЗ), уже длительное время разрабатываемой в БГТУ.

Ее основными достоинствами является отвод большого количества тепловой энергии аэродинамического нагрева с одновременным получением большого количества электрической энергии на борту. Ещё одно важное достоинство — близкая к экспоненциальной зависимость электронного теплоотвода от температуры. Данное замечательное свойство ТЭТЗ позволит компенсировать возникающие при спуске СА в атмосфере Земли и других планет неравномерно распределённые нестационарные

тепловые потоки аэродинамического нагрева, определить которые на этапе проектирования довольно сложно из-за отсутствия достоверной информации о составе и особенностях атмосферы других планет. Это позволит создавать комплекс относительно универсальных технических средств для исследования состава и свойств атмосфер других тел Солнечной системы.

Кроме того, большое количество электрической энергии, генерируемой на борту, позволит проводить уникальные энергоёмкие эксперименты при изучении особенностей атмосферы других планет, представляющие научную ценность.

### **ПРОЕКТНЫЙ АНАЛИЗ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СХЕМ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ КАПСУЛЬНОЙ ФОРМЫ ЧИСЛЕННЫМ МЕТОДОМ ПО НЬЮТОНИАНСКОЙ ТЕОРИИ**

**В.Е. Миненко, Д.Н. Агафонов, А.Г. Якушев**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Для освоения околоземного космического пространства в XXI веке необходимо решить задачу выбора рациональной формы возвращаемого космического аппарата. Практическую реализацию на сегодняшний день получили два типа форм возвращаемых аппаратов — капсульные и крылатые. Оба типа можно рассматривать как перспективные. В докладе проведён обзор основных проектных параметров спускаемых аппаратов, что позволит выбрать рациональную форму капсульного спускаемого аппарата на ранней стадии проектирования. Рассмотрены геометрические формы и проектные характеристики трёх космических спускаемых аппаратов (СА) капсульного типа, аналогичных формам: спускаемого аппарата «Союз» и командного модуля «Аполлон». Проанализирована также аэродинамическая форма одного из вариантов СА типа «Заря-2», разработанная К.П. Феоктистовым.

Рассматривается инженерная методика определения аэродинамических характеристик СА в гиперзвуковом диапазоне скоростей на основе ньютоновской теории обтекания. Определяются аэродинамические характеристики в гиперзвуковом диапазоне скоростей для указанных форм СА и даётся проектная критериальная оценка характеристик рассмотренных спускаемых аппаратов применительно к аэродинамическим, центровочным и объёмно-габаритным характеристикам.

### **ПРОЕКТНЫЙ, АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ И ТЕРМОБАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ КЛАССА «НЕСУЩИЙ КОРПУС»**

**В.Е. Миненко, Д.Н. Агафонов, А.Г. Якушев, А.Н. Елисеев**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Рассмотрены проекты спускаемых аппаратов (СА) повышенной манёвренности класса «несущий корпус», а также проведены сравнительные оценки характеристик известных проектов аппаратов этого класса, выполненных как в нашей стране, так и за рубежом.

Проанализированы проектные особенности спускаемых аппаратов указанного класса с улучшенными проектными характеристиками по сравнению с традиционно используемыми спускаемыми аппаратами «скользящего» спуска «Союз» и «Аполлон». Сделаны сравнительные массовые оценки спускаемых аппаратов в широком диапазоне габаритных размеров. Обсуждается рациональность используемых комплексов средств посадки для этого класса аппаратов.



Аэродинамические характеристики спускаемых аппаратов на гиперзвуковом участке траектории спуска определены численным методом по ньютоновской теории. Рассмотрена возможность введения дополнительных щитков для балансировки аппаратов на заданное аэродинамическое качество с целью сокращения массы балансирующего груза и улучшения компоновочных возможностей.

Для расчёта баллистических характеристик аппаратов использована система уравнений движения спускаемого аппарата в атмосфере при входе в атмосферу с первой и второй космической скоростями. В качестве управляющего параметра использовано управление углом крена при постоянной балансировке аппарата на заданном угле атаки. Рассмотрены управляемые и баллистические (аварийные) траектории. Представлены расчётные данные по тепловому режиму поверхности спускаемого аппарата.

## **ОЦЕНКА ВЕСОВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ ПЕРСПЕКТИВНОГО МНОГОРАЗОВОГО СПУСКАЕМОГО АППАРАТА КАПСУЛЬНОГО ТИПА**

**П.В. Просунцов, А.В. Шуляковский,  
Н.Ю. Тараскин**

**a\_shulyakovsky@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В России и за рубежом в последнее время большое внимание уделяется проектам исследовательских космических экспедиций к другим планетам и спутникам Солнечной системы. Для возвращения на Землю таких экспедиций предполагается использовать многоразовые спускаемые аппараты (СА) капсульного типа. Важнейшим элементом такого СА является система тепловой защиты, поскольку вход его в атмосферу сопровождается интенсивным аэродинамическим нагревом. По некоторым оценкам во время спуска в атмосфере Земли, который занимает около 700 с, плотность тепловых потоков, воздействующих на СА, может достигать  $1,1 \cdot 10^6$  Вт/м<sup>2</sup>, а температура на поверхности — 1900 °С

К такому теплозащитному покрытию предъявляются очень жесткие требования. Так, при минимальной массе оно должно обеспечивать температуру на поверхности защищаемой конструкции не выше 175 °С (для алюминиевого сплава). В работе рассматривается использование высокотемпературной многоразовой тепловой защиты на основе углерод-керамических материалов (УККМ) для СА капсульного типа. Предложен вариант многослойной тепловой защиты, состоящий из внешнего слоя монокристаллического УККМ [2], служащего для обеспечения герметичности и защиты от эрозионного воздействия внешнего потока, нескольких слоев УККМ с различной пористостью и теплопроводностью и слоем легкого волокнистого изолятора на основе волокон  $Al_2O_3$  и  $SiO_2$ , блокирующего подвод тепла к силовой конструкции.

В ходе численного моделирования с использованием программных продуктов Ansys Workbench и MSC.Digimat варьировалась толщина слоев, пористость и теплопроводность УККМ, свойства волокнистого изолятора различных производителей. В результате был предложен вариант многослойной тепловой защиты на основе УККМ, отвечающий заданным требованиям и наиболее эффективный по массе.

# МЯГКАЯ ПОСАДКА НА ПЛАНЕТЫ С АТМОСФЕРОЙ ПРИ ПОМОЩИ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ С УПРУГИМ ЗВЕНОМ

С.В. Журин

РКК «Энергия», г. Королев

Космические возвращаемые аппараты и зонды входят в атмосферу планет на больших скоростях и испытывают при этом значительные тепловые и динамические нагрузки. После прохождения основного этапа торможения начинает действовать парашютная система. Парашют гасит вертикальную составляющую скорости полезного груза. Отделившиеся системы и узлы теряются. Для мягкой посадки на поверхность планеты может использоваться комбинация из следующих систем: реактивная, парашютно-реактивная, механические амортизаторы.

В данной работе предлагается концепция мягкой посадки. Для подвеса груза к парашюту предлагается использовать длинное упругое (резиновое) звено. Груз разделяется на две части ( $m_1$  и  $m_2$ ), соединенные тросом. ПС в полёте состоит из (сверху вниз) парашюта, растянутого звена,  $m_1$ , троса,  $m_2$ . Груз  $m_2$  касается посадочной площадки со скоростью снижения. Упругое звено, растянутое весом обоих грузов, сокращается, подтягивает к себе оставшийся ( $m_1$ ), уменьшая его скорость до нуля. Для мягкой посадки  $m_1$  необходимо правильно подобрать: площадь парашюта, жёсткость упругого звена, соотношение масс  $m_1$  и  $m_2$ , длину троса. В качестве груза  $m_2$  предлагается использовать лобовой теплозащитный экран и другие части, которые могут быть «балластом» при посадке.

Для исследования закономерностей движения парашютной системы с упругим звеном используем упрощённую математическую модель взаимодействия трёх материальных точек (парашют, грузы  $m_1$  и  $m_2$ ), соединённых невесомыми упругими связями. После достижения посадочной поверхности грузом  $m_2$  сила натяжения гибкой связи  $F_{св}$  обнуляется, и фактически сам процесс посадки описывается только первыми двумя уравнениями.

6 августа 2012 года аппарат Curiosity совершил мягкую посадку на поверхность Марса. Полная масса аппарата, вошедшего в атмосферу, — 3300 кг. До достижения скорости, соответствующей числу Маха  $M = 1,7$ , происходит управляемый спуск в атмосфере. Затем в действие вводится парашютная система. Площадь парашюта  $F_p \approx 194 \text{ м}^2$ , масса 50 кг. Отделяется лобовой теплозащитный экран массой 382 кг. На высоте 1,8 км отделяется полезная нагрузка вместе с системой «небесный кран». Осуществляется мягкая управляемая посадка полезной нагрузки. Масса «небесного крана» — 830 кг. Масса полезной нагрузки — 900 кг.

Далее показаны результаты оценки проектных параметров мягкой посадки на упругом звене. Установившаяся скорость снижения груза массой 3300 кг на парашюте площадью  $F_p \approx 194 \text{ м}^2$  составляет  $V \approx 90 \text{ м/с}$ . Аппарат разделяется на две части: полезный груз  $m_1 = 900 \text{ кг}$  и оставшуюся часть массой  $m_2 = 2400 \text{ кг}$ .

Проведённое математическое моделирование с принятыми выше параметрами показало, что для мягкой посадки на Марс ( $g = 3,71 \text{ м/с}^2$ ) нужно применить упругое звено, которое удлиняется под весом  $m_1+m_2$  до значения  $\Delta l = 1030 \text{ м}$ . Для материала с удлинением  $\approx 10$  раз и плотностью  $\rho \approx 1000 \text{ кг/м}^3$ , параметры жгута следующие: диаметр в растянутом состоянии  $\approx 2,5 \text{ см}$ , длина  $l_0 \approx 100 \text{ м}$ , объём  $\approx 500 \text{ л}$ , масса  $\approx 500 \text{ кг}$ .

Длина гибкой связи между массами  $m_1$  и  $m_2$   $h = 450 \text{ м}$ . Масса троса  $\approx 32,4 \text{ кг}$  (материал СВМ).

Получаем суммарную массу системы мягкой посадки (парашют, упругое звено и гибкая связь) не более 600 кг, что существенно меньше массы «небесного крана».

## ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ ТРОСОВЫХ КОМПЛЕКСОВ ПРИ КОМБИНИРОВАННОМ УПРАВЛЕНИИ СВЯЗКОЙ

А.В. Даниленко, К.С. Ёлкин, С.Ц. Лягушина danilenko2009ann@mail.ru

ФГУП ЦНИИмаш, г. Королев

Интерес к орбитальным тросовым системам вызван прежде всего тем, что они обладают рядом свойств, выгодно отличающих их от существующих сейчас космических объектов. К таким свойствам относятся:

- устойчивость вертикальной конфигурации длинной гибкой связки;
- перераспределение момента количества движения между элементами орбитальной тросовой системы;
- возможность электродинамического взаимодействия длинного токопроводящего троса с магнитным полем Земли.

Эти свойства позволяют использовать орбитальные тросовые системы для решения широкого круга задач, связанных с повышением эффективности космической техники.

В докладе рассматривается управляемое некомпланарное движение связанных объектов для трех классов подвижных плоскостей относительного движения. Каждый из этих классов представляет собой бесконечную совокупность плоскостей, проходящих через ту или иную ось орбитальной системы координат, связанной с базовым объектом (БО), масса которого значительно превосходит массу привязного объекта (ПО). Движение БО происходит по круговой орбите.

Текущее положение привязного объекта в подвижной плоскости относительного движения определяется значением дальности между объектами  $D$  и соответственно одним из углов  $\varepsilon, \delta, \beta$ , отсчитываемых от опорных осей для данного класса плоскости.

Удержание привязного объекта в заданной подвижной плоскости относительного движения осуществляется за счет управляющего ускорения  $p_n$ , ориентированного по нормали к этой плоскости. Управление относительным движением в подвижной плоскости производится за счет регулирования скорости изменения длины соединительного троса по экспоненциальному закону:  $\dot{D} = k\omega D$ , где  $\omega$  — орбитальная угловая скорость базового объекта,  $k$  — некоторый постоянный параметр управления.

В докладе представлены математические модели управляемого движения связки, условия нахождения на связи, определены возможные режимы относительного движения. Получены оценки эффективности применения комбинированного управления по сравнению с традиционными методами. Для рассмотренных вариантов (зависание ПО относительно БО в определенной точке в течение одного витка) максимальный выигрыш по энергетике приближается к десятикратной величине, потребные затраты характеристической скорости при комбинированном управлении  $V_{\text{ХК}} = 25,3 \text{ м/с}$ , в случае управляющих ускорений полиинивизирования и по нормали к ней —  $V_{\text{ХЛВ}} = 241,6 \text{ м/с}$ .

### ПРИМЕНЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ ТРОСОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В СТРУКТУРЕ НАНОСПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ

**В.М. Кульков, Ю.Г. Егоров, С.А. Тузиков, С.О. Фирсюк**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
г. Москва

Применение орбитальных тросовых систем (ОТС) в структуре наноспутниковых систем в условиях космического полета может позволить решить эффективным образом ряд актуальных практических задач, в частности, проблемы создания специализированных маломассогабаритных электродинамических космических аппаратов (класса наноспутников) и формирования локальных систем энергообеспечения космических объектов. К такого рода задачам также можно отнести:

- формирование на околоземной орбите систем электромагнитных антенн для обеспечения связи в различных диапазонах (в том числе для научно-прикладных целей);
- разворачивание на орбитах ИСЗ пространственно протяженных систем дистанционного зондирования Земли и систем электромагнитного мониторинга околоземного космического пространства;
- обеспечение функционирования удаленных от базового аппарата привязных тросовых частично автономных субспутников для реализации локальных научно-исследовательских экспериментов;
- развитие на основе использования методов натурного моделирования специфических технологий возвращения на поверхность Земли спускаемых капсул, а также технологий осуществления безопасного тросового сближения КА.

Представлены результаты развития методического обеспечения и проведенного математического моделирования динамики ОТС, результаты выполненных исследований по формированию проектного облика орбитальной тросовой системы, предназначенной для применения в составе малых космических аппаратов класса наноспутников.

Представлены результаты исследований способов разворачивания и особенностей проведения матмоделирования функционирования ОТС, разъясненные по этапам и стадиям жизненного цикла в структуре наноспутниковых систем.

Приводятся возможные варианты проектных решений КА, представлена компоновка двухмодульного тросового наноспутника для отработки в космосе процессов разворачивания, вертикализации, введения системы в либрацию с заданной амплитудой, тросового маневрирования и экспериментов с ОТС.

## **МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ КЛАССА НАНОСПУТНИКОВ, ПРЕДНАЗНАЧЕННОЙ ДЛЯ СВЕДЕНИЯ С ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ**

**В.М. Кульков, Ю.Г. Егоров, С.А. Тузиков, С.О. Фирсюк**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва

В работе рассмотрен круг вопросов, связанных с моделированием динамики орбитальных тросовых систем (ОТС) класса наноспутников в режиме тормозного устройства для увода с орбиты космических объектов.

Выполнено моделирование движения орбитальной тросовой системы в режиме тормозного устройства. Данное математическое моделирование направлено на разработку варианта орбитальной связки на базе наноспутника.

Рассматривались следующие вопросы математического моделирования физического поведения космических объектов класса наноспутника:

- торможение наноспутников за счет орбитального перехода концевых модулей развернутой тросовой системы при разделении связки;
- торможение наноспутников за счет аэродинамического торможения развернутой тросовой системы при орбитальном движении;
- управление движением наноспутников за счет электродинамического торможения в орбитальном движении развернутой тросовой системы при взаимодействии тока в тросе с геомагнитным полем.

Рассматривались варианты математических моделей космического троса (невесомый нерастяжимый, невесомый упругий, весомый упругий трос) и проводилась оценка качества модели и ее адекватности реальным характеристикам ОТС с проектными параметрами моделируемой системы (прочность троса, амплитуда траектории движения, амплитуда либрации в разворачиваемом состоянии, программа торможения).

В результате получены зависимости, отражающие влияние параметров разворачивания ОТС на показатели качества (амплитуда либрационных и продольных колебаний ОТС после ее разворачивания, режимы управления натяжением троса и др.).

Изучение особенностей поведения механических тросовых систем с космическими объектами нанокласса, динамики их разворачивания и разработка уточненных математических моделей при дальнейшем развитии исследований по динамике космических аппаратов с развернутыми тросово-кабельными связями могут позволить дополнительно разработать технологии возвращения на поверхность Земли малых спускаемых капсул, методики обеспечения тросовых стыковок космических аппаратов с использованием специализированных наноспутниковых стыковочных космических объектов. А также сформировать проектный облик семейства малоразмерных космических электродинамических орбитальных буксиров ограниченной тяговооруженности.

### ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИНЕРЦИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ЗОНДОВ-ПЕНЕТРАТОРОВ ДЛЯ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЛУНЫ

В.П. Долгополов<sup>1</sup>, К.К. Дудкин<sup>2</sup>

lord-konst@mail.ru

<sup>1</sup>ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки;

<sup>2</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва

В настоящее время большой интерес представляют исследования внутреннего строения Луны. Это может дать ключ к решению проблемы происхождения Земли и Луны, к пониманию ранней истории и эволюции планет земной группы, а также спутников других планет. К тому же, по последним данным, на Луне может присутствовать вода, и детальное изучение этого вопроса даст ответ, насколько сложным будет построение обитаемой лунной базы.

Одним из эффективных направлений изучения Луны может стать использование зондов-пенетраторов.

При проектировании пенетраторов возникает ряд проблемных вопросов:

1. Наличие больших перегрузок при проникновении в реголит и необходимость их уменьшения.
2. Выбор рациональной конструктивно-компоновочной схемы.
3. Выбор комплекса научной аппаратуры.
4. Задача определения мест внедрения зондов-пенетраторов.
5. Требование обеспечения связи пенетратора с другими используемыми техническими средствами, в том числе для передачи и последующей обработки полученных данных.

В настоящее время сложились следующие подходы к решению указанных проблем: использование оптимальной формы корпуса и оптимальной компоновки, минимизация перегрузок и увеличение глубины проникновения как критерий при выборе компоновки, учет толщины реголита, перегрузок, надежности и научной целесообразности как критериев для выбора места посадки и выбора научной аппаратуры, использование разделяемой схемы пенетратора для обеспечения стабильной связи.

В докладе представлены научные задачи, которые могут быть решены с помощью пенетратора, а также рассмотрен ряд проблем, связанных с проектированием космических зондов-пенетраторов, в частности, рассмотрены задачи выбора оптимальной формы корпуса и состава комплекса научной аппаратуры.

### ЗАДАЧИ ДИНАМИКИ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ С ЖИДКИМ ТОПЛИВОМ, ВЫТЕКАЮЩИМ ИЗ СФЕРИЧЕСКИХ ЕМКОСТЕЙ

Нгуен Зуй Хунг, А.Н. Темнов

МГТУ им. Н. Э. Баумана, г. Москва

Траектории движения летательных аппаратов (ЛА) (ракет-носителей (РН), разгонных блоков и космических аппаратов (КА)) состоят из двух участков: активного и пассивного. При оценке динамической устойчивости КА одной из основных возникающих задач является задача о колебаниях жидкого топлива и исследование влияния движения жидкого топлива на динамические характеристики КА.

Баки современных космических аппаратов содержат различные внутрибаковые устройства, например шар-баллоны, содержащие газ наддува, различные демпфиру-

ющие устройства и другие элементы, которые оказывают значительное влияние на волновое движение топлива как при работе массового двигателя, так и при выполнении различных команд управляющими двигателями.

В докладе представлены следующие основные проблемы, связанные с динамической устойчивостью КА:

1. Рассмотрены задачи, касающиеся колебаний тяжелой жидкости при активном движении КА, вытекающей из баков сферической формы, содержащих различные внутрибаковые элементы.
2. Рассмотрены задачи о колебаниях вытекающего жидкого топлива в условиях близких к невесомости в случае пассивного движения КА.
3. В последней части доклада представлены результаты исследования движения КА, имеющего топливный бак сферической формы, частично заполненный вытекающим топливом.

Во всех рассматриваемых задачах учтено влияние различных внутрибаковых элементов и вытекание топлива на волновые движения свободной поверхности и колебания топлива в заборном устройстве. Разработаны и реализованы метод Ритца и МКЭ, позволяющие получать решения линейных задач для баков сферической формы.

Постановка рассматриваемых задач отличается от предыдущих тем, что введена обобщенная координата, которая учитывает возмущение жидкости на поверхности слива. Под поверхностью слива понимается условная поверхность, через которую происходит забор компонента.

## ТЕПЛОВЫЙ РЕЖИМ СОЛНЕЧНОГО ЗОНДА С УЧЕТОМ СТОЛКНОВЕНИЙ С ВЫСОКОСКОРОСТНЫМИ ЧАСТИЦАМИ ПЫЛИ

**М.О. Салосина**

**salosina.m@yandex.ru**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва

На материалы и конструкции солнечных зондов воздействует ряд внешних факторов, влияющих на тепловое состояние КА и разрушение его тепловой защиты. Существенным фактором, определяющим надежность функционирования космического аппарата и его систем в ближайшей окрестности Солнца, является воздействие метеорных тел, которые могут поражать внешние элементы конструкции КА со скоростями, достигающими  $\sim 60$  км/с на трассе полета КА «Интергелио-Зонд» и 350 км/с в перигелии орбиты КА «Solar Probe Plus». Ударное воздействие высокоскоростных частиц может привести к ухудшению теплоизоляционных свойств теплозащитного экрана, нарушению структурной целостности и работоспособности аппарата.

При столкновении с высокоскоростными частицами пыли со скоростью до 350 км/с в перигелии орбиты, равном 9,5 солнечных радиусов, в теплозащитном экране КА образуются сильные ударные волны с начальным давлением в  $6,2 \times 10^4$  ГПа и температурой в точке контакта до  $1,9 \times 10^6$  К. Частица со средней плотностью  $2,5$  г/см<sup>3</sup> и диаметром 100 мкм, движущаяся со скоростью 100 км/с, создает в мишени кратер диаметром 0,16–0,18 см и повреждает окружающий материал в зоне, в несколько раз превышающей размер кратера.

Согласно оценке пространственной плотности частиц, на расстояниях 1 а.е., 0,28 а.е. и 0,04 а.е. от Солнца удары частиц массой  $>10^{-6}$  г — это достаточно редкое событие. Их вклад в суммарную площадь поврежденной части экрана пренебрежимо мал. Основная часть повреждений поверхности экрана происходит от ударов частиц, масса которых находится в диапазоне  $10^{-16} < m < 10^{-6}$  г, движущихся в направлении от Солнца.

Диаметры кратеров, образующихся в экране при столкновении с такими частицами, не превышают  $10^{-2}$ –2 мм.

Ввиду малого размера налетающей частицы время действия высокого давления оказывается ограниченным  $10^{11}$ – $10^{13}$  с, поэтому ударная волна в материале быстро затухает и энергия, сообщаемая веществу, становится недостаточной для его испарения и плавления. На некотором удалении от места удара оказывается возможным только локальное повышение температуры, не оказывающее заметного влияния на тепловое состояние КА и разрушение его тепловой защиты.

### **ВЫБОР СВЕРХЛЕГКОГО РЕФЛЕКТОРА ЗЕРКАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ АНТЕННЫ**

**Д.А. Козуб, С.В. Резник**

**Ishim-1993@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Среди перспективных конструктивных схем крупногабаритных зеркальных космических антенн (ЗКА) выделяются антенны с надувными элементами рефлекторов. К привлекательным сторонам надувных конструкций относят высокое отношение площади объема к массе, возможность компактной укладки, относительную дешевизну материалов конструкции.

Работа посвящена анализу конструктивно-компоновочных решений надувных рефлекторов ЗКА, которые должны иметь высокую прочность, жесткость и средства защиты от опасных факторов космоса; обладать высоким отношением развернутого объема к массе.

Рассмотрена надувная антенна, состоящая из тонкого слоя алюминия и полиамидных пленок.

После вывода конструкции на опорную орбиту происходит наддув мягкой оболочки.

Алюминиевый слой воспринимает осевые перегрузки при выведении на орбиту, придает жесткость всей конструкции и принимает часть осевых напряжений от внутреннего давления в рабочем положении. Для того чтобы обеспечивать защиту от микрометеороидов и корпускулярной радиации, сохранять герметичность, поддерживать определенный тепловой режим, оболочка должна состоять из нескольких функциональных слоев. Например, в одном из вариантов оболочка может состоять из внутреннего слоя алюминия и приклеенных к нему полиамидных пленок.

Представлены результаты моделирования напряженно-деформированного состояния нескольких вариантов конструкции рефлектора ЗКА (полиамидная пленка, полиамидная пленка, ужесточенная слоем алюминия, две полиамидных пленки, ужесточенные слоем алюминия), проведено сравнение их массы. По результатам моделирования оптимальной признана трехслойная структура надувной конструкции рефлектора.

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.



## РАЗРАБОТКА КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ ТОНКОСТЕННОГО РЕФЛЕКТОРА ЗЕРКАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ АНТЕННЫ ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА

Е.К. Филина, К.В. Михайловский

elsm13@rambler.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В настоящее время в ряде стран в мире реализуются программы по созданию комплексов спутников связи и дистанционного зондирования Земли. Ключевым элементом современных спутников связи и дистанционного зондирования Земли являются рефлекторы зеркальных космических антенн (ЗКА) из полимерных композиционных материалов (ПКМ).

Существует множество вариантов их исполнения, однако благодаря конструктивной и технологической простоте предпочтение отдают жестким тонкостенным рефлекторам.

К конструкциям такого типа предъявляются высокие требования: малая масса, высокая стабильность формы и размеров, срок эксплуатации — не менее 15 лет в условиях воздействия факторов космического пространства и перепадов температур от минус 160°С при заходе спутника в тень Земли и до плюс 140°С на освещенном участке орбиты.

Ввиду многообразия спутников связи и дистанционного зондирования Земли остается важным создание сверхлегких тонкостенных рефлекторов из высокомодульных углепластиков с высокими требованиями по их точности и размеростабильности при действии эксплуатационных нагрузок.

В связи с этим создание наиболее жесткой и легкой конструктивно-компоновочной схемы (ККС) тонкостенного рефлектора ЗКА из ПКМ является актуальной задачей.

В работе рассмотрены различные ККС рефлекторов, выполненных из углепластика на основе высокомодульного углеродного волокна и эпоксидного связующего.

Рефлектор состоит из рабочей поверхности и силового элемента — ребер жесткости. Основное различие между ККС заключается в схеме подкрепления.

С помощью современного программного продукта конечно-элементного моделирования FEMAP с решателем NX.NASTRAN проведены параметрические расчеты различных ККС тонкостенного рефлектора ЗКА с анализом их теплового и напряженно-деформированного состояния с учетом эксплуатационных нагрузок. На основе проведенного моделирования предложена КСС ЗКА.

Отдельные результаты были получены при финансовой поддержке в рамках работ по Соглашению о предоставлении субсидии №14.577.21.0114 с Министерством образования и науки Российской Федерации. Уникальный идентификатор прикладных научных исследований (проекта) — RFMEFI57714X0114.

### ОСОБЕННОСТИ ТЕПЛООВОГО ДИЗАЙНА КОНСТРУКЦИИ И СИСТЕМА ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ КА В ПРОЕКТЕ «МИЛЛИМЕТРОН»

И.С. Виноградов<sup>1</sup>,  
Е.С. Голубев<sup>1</sup>, С.Б. Новиков<sup>1</sup>,  
А.П. Колесников<sup>2</sup>, А.В. Попов<sup>2</sup>

vinogradov@asc.rssi.ru

<sup>1</sup>АКЦ ФИАН, г. Москва;

<sup>2</sup>АО «ИСС им. акад. М.Ф. Решетнева», г. Москва

В настоящее время ведется разработка проекта «Миллиметронтон», ключевым элементом которого является крупногабаритный криогенный космический телескоп, предназначенный для работы на длинах волн 0,02–3 мм.

Одно из исключительных требований к телескопу — глубокое охлаждение его аппаратуры и конструкции антенны вплоть до 4 К, а отдельных элементов приборов — до 1 К и 0,3 К.

При работе телескопа в условиях дальнего космоса (размещается в окрестностях точки либрации L2 на расстоянии около 1,5 млн км от Земли) его конструкция будет находиться в условиях интенсивного теплообмена с окружающей средой: нагреваться Солнцем и отдавать тепло в окружающий холодный космос.

Для задач, таких как эта, необходимо принять во внимание еще и тепловое излучение Земли (несмотря на очень большое расстояние до нее), Луны, других планет и более отдаленных объектов во Вселенной в связи с его ощутимым влиянием на наиболее низкотемпературные составляющие конструкции телескопа.

Для обеспечения требуемого теплового режима бортового комплекса научной аппаратуры обсерватории «Миллиметронтон» (БКНА-М) создается система терморегулирования, включающая в состав набор пассивных и активных средств.

Наиболее сложной с точки зрения технической реализации является проблема глубокого охлаждения крупногабаритной конструкции антенны, части приборов, размещенных в негерметичном приборном отсеке, для которых требуется обеспечить криогенные условия.

Самые низкотемпературные режимы будут поддерживаться с помощью газовых криогенных машин, однако весьма важной является проблема эффективного использования пассивных средств охлаждения для отвода максимально возможного количества тепла в окружающий холодный космос, что необходимо реализовать конструктивно при соблюдении всех технологических, производственных, эксплуатационных и других ограничений.

Для решения этой проблемы в конструкции КА в первую очередь предусмотрен набор раскрываемых теплозащитных экранов. Также к элементам конструкции корпуса БКНА-М, электрическим связям предъявляются требования по максимизации термических сопротивлений между зонами КА с «более высокой» и «более низкой» температурами. Кроме того, используется активное охлаждение отдельных элементов конструкции с целью обеспечить промежуточный уровень температур, что дает положительный эффект в части энергетической эффективности активного охлаждения в целом.

В докладе приводятся результаты тепловых расчетов, сопровождающих конструкторскую проработку изделия и изготовление опытных образцов.

## ГЛАВНОЕ ЗЕРКАЛО ОБСЕРВАТОРИИ «МИЛЛИМЕТРОН» — ОБЗОР КОНСТРУКЦИИ И ТЕКУЩИЙ СТАТУС

М.Ю. Архипов<sup>1</sup>,  
Е.С. Голубев<sup>1</sup>, Н.В. Мышонкова<sup>1</sup>,  
Ю.А. Оберемок<sup>2</sup>,  
В.И. Халиманович<sup>2</sup>, Г.В. Шипилов<sup>2</sup>

markhipov@asc.rssi.ru

oberemok@iss-reshetnev.ru

<sup>1</sup>Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН, г. Москва;  
<sup>2</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы им. академика М.Ф. Решетнева», г. Москва

Одним из наиболее перспективных направлений космических исследований является внеатмосферная астрономия. В истории мировой космонавтики имеется уже много успешно отработавших космических телескопов различного назначения и различного диапазона рабочих длин волн. На данный момент в космосе функционируют несколько астрономических КА — телескоп-ветеран «Хаббл» (Hubble), космический радиотелескоп (КРТ) «Радиоастрон», обсерватория Гайа (Gaia). Совсем недавно закончили активное функционирование обсерватории «Гершель» (Herchel) и Планк (Planck).

Главные причины вывода астрономических инструментов в космос — это исключение влияния земной атмосферы и проведение наблюдений в режиме интерферометра со сверхдлинной базой (возможно для телескопов радио- и миллиметрового диапазонов). Последнее позволяет получить исключительно высокие разрешения, недостижимые для телескопов, размещенных на поверхности Земли, что успешно продемонстрировано в проекте «Радиоастрон».

Обсерватория «Миллиметрон» — проект крупногабаритного криогенного телескопа миллиметрового, субмиллиметрового и ближнего инфракрасного диапазона длин волн (13,5–0,02 мм).

Для обеспечения требуемой чувствительности обсерватория будет иметь в своем составе высокоточное зеркало диаметром 10 м, охлаждаемое до сверхнизких температур (до 4,5 К).

Ниже представляется описание конструкции главного зеркала и привода его раскрытия. Также представлены результаты работ по созданию полноразмерного макета для отработки кинематики и текущий статус создания высокоточных элементов отражающей поверхности центральной части.

Главное зеркало обсерватории «Миллиметрон» имеет диаметр 10 м и складывается на этапе выведения.

Принцип раскрытия базируется на успешном опыте предыдущего проекта — КРТ «Радиоастрон», успешно раскрытого на орбите в 2011 году и функционирующего до настоящего времени. Это зеркало лепесткового типа, состоящее из центральной части (диаметр 3 м) и 24 лепестков. Каждый лепесток имеет 3 панели, установленные на стержневом каркасе. Панели юстируются на орбите для обеспечения требуемой точности отражающей поверхности.

Материал панелей главного зеркала и поддерживающих конструкций — высоко-модульный углепластик.

Так же как и в конструкции зеркала КРТ «Радиоастрон», лепесток переводится из стартового положения в раскрытое путем поворота его вокруг единственной оси, определенным образом ориентированной в пространстве и установленной в шарнирном узле на опорном шпангоуте.

## Секция 2

Каждый лепесток связан через свой рычаг-качалку с общим приводным колесом, которое приводится в движение (поворот вокруг оси зеркала) общим электромеханическим приводом.

Таким образом, кинематически главное зеркало является механизмом с одной степенью свободы. Приводятся результаты моделирования (фазы раскрытия) главного зеркала с использованием пакета кинематического анализа «Эйлер».

После раскрытия происходит зачековка лепестков между собой и с системой опорных подкосов для повышения общей жесткости конструкции.

Центральная часть главного зеркала диаметром 3 метра является одним из важнейших элементов, поскольку задает базовую систему координат оптической схемы обсерватории.

Изготовление центральной части состоит из двух основных этапов. На первом этапе изготавливается 24 одинаковых прецизионных сектора. Как уже выше отмечалось, они выполняются из высокостабильного высомодульного углепластика (отечественный аналог углепластика MJ55).

На втором этапе происходит сборка (путем склейки) центральной части из 24 секторов. Такая технология обусловлена ограничениями, связанными с прецизионной оснасткой (матрицами для формования) и системами контроля геометрии.

На данном этапе завершается отработка технологии изготовления отдельных секторов и опробывается технология высокоточной сборки всей центральной части.

Следующим ключевым этапом отработки центральной части планируются термовакуумные испытания секторов для оценки влияния воздействия вакуума и криогенных температур на точность отражающей поверхности секторов.

Для отработки кинематики раскрытия лепестков главного зеркала разработан и изготовлен конструкторско-технологический макет в натуральную величину. Также разработана система обезвешивания, представлены фазы раскрытия макета.

На данный момент прошли испытания макета, в состав которого введены три полномасштабных лепестка (т. е. каркасы с установленными на них макетами отражающих панелей).

Многократные раскрытия макета полностью подтвердили функционирование разработанной кинематической схемы раскрытия. Проводимый контроль геометрии лепестков (с использованием лазерного радара MV-350) показал точность раскрытия менее 1 мм.

Выше представлено состояние работ по созданию главного зеркала обсерватории «Миллиметр».

Центральная часть — в процессе отработки, конструкторско-технологический макет (в натуральную величину) прошел испытания. Они подтвердили правильность выбранной кинематической схемы, а также разработанной для макета системы обезвешивания.

## ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКТИВНОГО ИСПОЛНЕНИЯ БЛОКА АВТОМАТИКИ СИСТЕМЫ «ВОЗДУХ» ПО ОЧИСТКЕ АТМОСФЕРЫ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МКС

**И.Б. Беляков<sup>1</sup>, Д.М. Митрофанов<sup>1</sup>, В.В. Ушаков<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>ОАО РКК «Энергия», г. Королев;

<sup>2</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва

В настоящее время в российском сегменте МКС для очистки атмосферы от диоксида углерода (CO<sub>2</sub>) и паров воды используются система «Воздух» и Поглотительные патроны. Основным средством очистки является первая система.

Разработанная первоначально для станции «Мир», система «Воздух» для МКС модернизирована для обеспечения как ручного, так и автоматического управления процессом удаления CO<sub>2</sub> и воды из атмосферы станции для поддержания допустимого парциального давления CO<sub>2</sub> на борту не более 6 мм рт. ст. для экипажа до 5 человек.

Циклограмма процесса удаления диоксида углерода включает прохождение очищаемого воздуха последовательно через блок предварительной осушки (БПО), газожидкостный теплообменный аппарат (ГЖТА) для охлаждения и фильтрации и блок очистки атмосферы (БОА), в котором используются от 2 до 3 поглотительных патронов.

В состав БОА включены вакуумные клапаны для сброса CO<sub>2</sub> и паров воды за пределы станции и подачу очищенного воздуха в атмосферу станции.

Эту процедуру выполняет разработанное устройство, позволяющее автоматическое введение в работу перечисленных устройств с оптимальным временем включения, обеспечивающим допустимое значение парциального давления диоксида углерода в отсеках МКС.

## РАЗРАБОТКА КОМПОЗИТНОГО КРЫЛА СВЕРХЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

**С.Ю. Мензульский,  
Р.В. Буря, Д.В. Четвергов**

**s\_menz@mail.ru**

АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», г. Королев

При создании перспективного изделия перед АО «КТРВ» встала задача о замене титановой консоли крыла на консоль из углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ). При этом было необходимо решить три проблемы: статической прочности, динамической прочности при раскрытии и флаттера.

Что касается статической прочности крыла из УУКМ, то задача решена в системе MSC.Nastran.

Углерод-углеродная конструкция смоделирована послойно, с учётом схемы укладки и межслоевой прочности материала.

Выяснено, что учитывая свойства современных отечественных УУКМ, комель консоли, чтобы выдерживать нагрузки, должен быть выполнен из титана.

Проблема динамической прочности при раскрытии решена в системе MSC.Adams.

Построена динамическая модель крыльевого модуля.

По результатам экспериментальной отработки раскрытия титанового крыла параметрически подобраны значения трения в подшипниках и модель удара.

Затем в имеющейся расчётной модели титановое крыло было заменено композитным и проведена оптимизация давления в пневматическом приводе в зависимости от предела прочности УУКМ.

Построены диаграммы раскрытия титанового и композитного крыльев.

Разработанное крыло из УУКМ обладало критической скоростью флаттера на 60 % меньше максимальной скорости полёта изделия.

В пакете MSC.Nastran/Aeroelasticity построена модель расчёта динамических аэроупругих характеристик консоли, проведена балансировка и определено какие уточнения необходимо внести в конструкцию, чтобы изделие имело необходимый запас по критической скорости флаттера.

В результате проведённой работы масса крыла перспективного изделия АО «КТРВ» была снижена на 44 %.

### **ТЕПЛОВОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ КРЫЛА ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ МНОГОРАЗОВОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТУРИСТИЧЕСКОГО КЛАССА**

**Т.Г. Агеева, К.В. Михайловский**

**tageeva888@gmail.com**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Во время полёта суборбитального многоразового космического аппарата туристического класса (МКА ТК) происходит конвективный нагрев, вызванный переходом кинетической энергии набегающего потока воздуха в тепловую при его торможении у поверхности аппарата.

В общем случае уровень аэродинамического нагрева для суборбитальных МКА в силу меньших скоростей полета существенно ниже, чем для орбитальных, и задача теплового проектирования сводится к определению собственных теплозащитных свойств материалов конструкции МКА ТК и выяснению необходимости использования специальной теплозащиты.

Наибольший нагрев поверхности МКА ТК происходит при входе в плотные слои атмосферы (на высотах от 90 до 40 км), при этом уровень температур может достигать 300°C.

Рассматриваемая конструкция крыла МКА ТК включает силовой элемент — лонжерон, скрепленный с трехслойными обшивками.

Лонжерон состоит полностью из углепластика, а трехслойная обшивка представляет собой панель с сотовым наполнителем из алюминия и несколькими слоями гибридного полимерного композиционного материала (ГПКМ), армированного стеклянными и углеродными волокнами.

Использование полимерной матрицы накладывает ограничения на диапазон температур эксплуатации разрабатываемой конструкции, кроме того, прочностные и теплофизические характеристики ГПКМ также зависят от температуры, что необходимо учитывать при проектировании крыла МКА ТК.

В работе определено влияние температуры на прочностные и теплофизические характеристики ГПКМ, представлены результаты численного моделирования тепловых потоков к поверхности крыла МКА ТК на этапе спуска с суборбиты и прогрева его конструкции.

## **РАЗРАБОТКА КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ РАБОЧЕЙ ЗОНЫ СТЕНДА ТЕПЛОВЫХ ИСПЫТАНИЙ УГЛЕРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ С РАБОЧИМИ ТЕМПЕРАТУРАМИ БОЛЕЕ 2000 К**

**Р.С. Балджиев, П.В. Просунцов**

**rbaldji@yandex.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В связи с развитием космической техники появляется необходимость обеспечения эффективной тепловой защиты конструкций от действия высокоэнтальпийных газовых потоков. К числу перспективных материалов, применяющихся для создания тепловой защиты, относятся углерод-керамические материалы, рабочие температуры которых достигают 2000 К.

Для отработки элементов теплозащитных покрытий из углерод-керамических материалов необходимы испытательные стенды, способные обеспечивать достижение такого уровня температур.

Сегодня для проведения тепловых испытаний широко используются стенды радиационного нагрева на базе галогенных ламп накаливания (ГЛН).

Однако рабочие температуры образцов материалов и элементов конструкций при испытаниях на таких стендах не превышают 1500 К. Основной проблемой является обеспечение теплового режима колб ГЛН, температура которых ограничена 1270 К.

В настоящей работе рассматривается возможность расширения диапазона рабочих температур стенда радиационного нагрева с ГЛН на основе активного обдува колб ламп потоком газа (воздуха).

Основной идеей является разделение газовых потоков в зонах образца и колб ГЛН, что обеспечивает возможность рационального выбора направления движения и скорости газа.

Были разработаны геометрические и конечно-элементные модели различных вариантов конструктивно-компоновочных схем рабочей зоны стенда радиационного нагрева на основе ГЛН с активным охлаждением колб.

По результатам моделирования, выполненного с помощью пакета программ ANSYS Fluent, выбрана перспективная конструктивно-компоновочная схема стенда, обеспечивающая достижение температуры объекта испытаний на уровне 2000 К.

## **МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ И ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОРИСТЫХ УГЛЕРОД-КЕРАМИЧЕСКИХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

**П.В. Просунцов, Н.Ю. Тараскин**

**trzzz@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

На данном этапе развития космонавтики в России, США, Европейском союзе и Китае ведутся разработки новых пилотируемых космических кораблей.

Одной из сложных научно-технических проблем является создание надежной и эффективной в весовом отношении системы тепловой защиты. При этом по экономическим соображениям, в отличие от космических кораблей предыдущего поколения, необходимо решить задачу создания многократно используемого теплозащитного покрытия.

Для данной цели наилучшим вариантом считается применение углерод-керамических материалов (УККМ). Эти материалы имеют рабочую температуру до 2000 К, но их плотность составляет около 2000 кг/м<sup>3</sup>.

Поэтому актуально исследование возможных характеристик пористых УККМ с плотностью не выше 1000 кг/м<sup>3</sup> и с существенно более низкой теплопроводностью.

Разработаны варианты структуры УККМ различной пористости (от 0 до 50 %) с плоскопараллельной и хаотической ориентацией волокон.

Считается, что основу структуры материала составляют углеродные волокна диаметром 6 мкм, покрытые оболочкой из карбида кремния толщиной 1 мкм.

Для этих вариантов построены геометрические модели представительных элементов структуры материала с использованием пакета программ MSC.Digimat.

Далее с использованием пакета программ Ansys Mechanical было проведено моделирование процессов теплообмена и деформирования представительных элементов.

Полученные температурные поля и поля напряжений позволили определить теплофизические (анизотропный коэффициент теплопроводности) и термомеханические (анизотропный коэффициент теплового расширения) характеристики материалов в зависимости от пористости.

Анализ результатов показал, что при пористости материала 50 % его коэффициент теплопроводности в поперечном направлении составляет 0,5 Вт/(м·К), что более чем в 4 раза меньше, чем у беспористого материала, в то время как коэффициент термического расширения от пористости практически не зависит.

## **КОМПОЗИЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ТРУБОПРОВОДОВ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

**П.С. Кищук**

**piotr-piotrovitch@yandex.ru**

ГКНПЦ им. Хруничева, г. Москва

В ракетно-космической технике для производства различных систем и их частей используются различные материалы, к которым предъявляется множество требований, таких как упругость, прочность и лёгкость, а к магистралям горючего — также стойкость к низким температурам.

Приведены сравнительные характеристики основных материалов для трубопроводов космических аппаратов — металлических сплавов (стали и алюминиевых) и полимерных композиционных материалов, указаны преимущества последних, описаны основные способы получения изделий из композиционных материалов (выкладка, поллтрузия, намотка), описаны волокна для наполнителей и вещества для матриц композиционных материалов.

## **ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СУХОГО ТРЕНИЯ ДЛЯ ЛОКАЛЬНОГО ФОРМИРОВАНИЯ ПРЕДЕЛЬНО ВЫСОКИХ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МАТЕРИАЛА ОТВЕСТВЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ**

**Б.И. Семенов, Д.Б. Голодец, А.Ю. Лаптева**     **golodetsdima@gmail.com**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В настоящее время при изготовлении изделий ракетно-космической техники широко используются различные виды сварки сухим трением. Так создают топливные баки



ракет, элементы корпусов летательных аппаратов. В области инструмента, которым проводится сварка, организуется пластическое течение. Сварка осуществляется, когда в трибоконтакте проявляется эффект тиксотропии, происходящая перестройка структуры материала и релаксация резко изменяют вязкость материала, в зоне действия инструмента металл ведет себя как энергично перемешиваемая жидкость.

Этот эффект можно использовать для локального улучшения свойств деталей: измельчения зерна, устранения пористости и т. п., что позволяет повысить механические характеристики сплава в обрабатываемых деталях.

Объектом исследования была выбрана деталь «Поршень», изготовленная методом тиксоформинга. Фрикционная перемешивающая обработка была проведена в головке и в теле поршня. В результате были получены свойства, которые в 1,5 раза по прочности и в 2 раза по пластичности превышают требуемые показатели для этой детали. В области отверстия под палец предполагается использовать сварку линейным трением как упрочняющей обработки.

## **ОСОБЕННОСТИ ПРОГРАММНОГО РАСКРОЯ СЛОЕВ ПРЕПРЕГА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАВНОПРОЧНОСТИ ОБТЕКАТЕЛЯ ГАРГРОТА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ**

**Т.З. Гюрджян, К.В. Михайловский**

**tatevip@bk.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В настоящее время в связи с созданием нового поколения ракет-носителей (РН) среднего и тяжелого классов в России возрастает необходимость обеспечения массовой эффективности их конструкций с сохранением высоких требований по работоспособности. Одним из важных элементов РН являются гаргроты, которые обеспечивают сохранность трубопроводов компонентов топлива, наддува баков, кабелей систем управления, вынесенных на внешней контур РН для защиты от воздействия тепловых и силовых эксплуатационных нагрузок. К конструкции гаргротов предъявляются повышенные требования по обеспечению максимальной несущей способности при массовой эффективности, поэтому для их изготовления перспективно использование полимерных композиционных материалов (ПКМ), обладающих высокими удельными прочностными и жесткостными характеристиками, низкими значениями температурных коэффициентов линейного термического расширения.

Гаргрот представляет собой съемную тонкостенную оболочку сложной формы, которую изготавливают выкладкой или послойной намоткой слоями препрега на основе углеродной или стеклянной ткани. Из-за сложной криволинейной формы обтекателя гаргрота возникает проблема обеспечения выкладки или намотки слоев препрега без искажения их структурных ячеек с учетом податливости ткани по основе. Очевидно, что, чем меньше искажение структурной ячейки армирующего материала в ПКМ, тем больше вероятность создания равнопрочной конструкции обтекателя гаргрота без неоднородностей, заполненных полимером и низкой объемной долей армирующего наполнителя. Указанные особенности необходимо учитывать при выборе технологии изготовления и моделирования раскроя армирующего материала.

В работе сделаны моделирование и раскрой монослоев препрега с помощью программного обеспечения FiberSim и разработана схема раскроя для выкладки материала с учетом минимального искажения структурной ячейки. При разработке раскроя учитывались следующие параметры: количество слоев препрега, угол выкладки слоя препрега, необходимые подрезы слоев препрега при выкладке для исключения образования складок, величины нахлестов слоев препрега и припуск на обрезку.

### **ИССЛЕДОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ ГРАНУЛОМЕТРИЧЕСКОГО СОСТАВА ПОРОШКОВ-НАПОЛНИТЕЛЕЙ ФИДСТОКОВ, ИСПОЛЪЗУЕМЫХ В PIM-ТЕХНОЛОГИИ**

**А.Н. Муранов, Б.И. Семенов**

**muranovalecs@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Ракетные и аэрокосмические конструкции — область техники с наиболее высоким уровнем сложности применяемых изделий и предельно высокими требованиями к качеству деталей. Сегодня в зарубежных разработках область производства металлических изделий максимальной сложности занимают PIM (polymer injection molding) и AM (additive manufacturing) технологии, представляющие собой современное развитие методов порошковой металлургии (PM — powder manufacturing). Высокая потребность в деталях и узлах с высоким качеством поверхностей, не подвергаемых механической обработке, повышенными эксплуатационными характеристиками по прочности, износостойкости, способности работать при высоких температурах или в агрессивных средах сегодня удовлетворяется за счет уменьшения размера зерна и способности к получению в детали микроструктуры заданной упорядоченности и качества из смесей порошков требуемого химического состава. При использовании PIM задача получения качественной микроструктуры решается на всех этапах многостадийного технологического процесса.

К числу важнейших факторов относятся характеристики размера и формы частиц порошка-наполнителя инжектируемого фидстока. Они во многом определяют как выбор режима литья, так и условия последующего спекания изделия. В работе представлены результаты исследования гранулометрического состава ряда порошков-наполнителей фидстоков, рассмотрены вопросы оптимизации гранулометрического состава порошков, исходя из особенностей структурирования дисперсных систем. Показана возможность получения инъекционной смеси с существенно пониженной вязкостью за счет целенаправленного управления гранулометрическим составом смеси порошков, влияние состава смеси на проявление эффекта тиксотропии и возможность тиксоформинга, а также возможность получения изделий с микроструктурой различной упорядоченности.

Исследование проводится в рамках работ межфакультетской лаборатории МГТУ им. Н.Э. Баумана «Новые способы и технологии литья» и направлено на создание и развитие отечественных импортозамещающих технологий инжекционного литья.

### **ТРУБОПРОВОДЫ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ ПЛЕНОК В КОНСТРУКЦИИ КРИОГЕННОГО РАЗГОННОГО БЛОКА**

**Г.Е. Нехороших**

**nekhor47ge@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Кислородно-водородный разгонный блок «12КРБ» разработан и изготовлен в ГНПЦ им. М.В. Хруничева по соглашению с ИСРО специально для GSLV (р. Индия).

В качестве маршевого двигателя этого блока используется жидкостной двигатель на криогенных компонентах топлива (жидкий кислород и жидкий водород).

Рабочие температуры топливных магистралей (до 20 К) затрудняют применение традиционно используемых для этих целей металлических сплавов.

В связи с этим КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева совместно с МГТУ им. Н.Э. Баумана проводились экспериментально-теоретические исследования по поиску новых материалов, способных работать при отрицательных температурах и в агрессивных средах.

К таким материалам относятся дублированные полиимидные пленки с двусторонним покрытием фторопласта (ПМФ-352).

Трубопроводы изготавливались методом многослойной намотки на удаляемую технологическую оправку.

В результате проведенных работ в МГТУ им. Н.Э. Баумана были изготовлены и поставлены заказчику семь комплектов (по 22 шт.) трубопроводов, установленных в дальнейшем на летные машины.

Следует также отметить, что в настоящее время актуальна задача о переводе наземного и воздушного транспорта на более экономичное и экологически чистое топливо — природный газ, по запасам которого Россия занимает одно из первых мест в мире. Использование природного газа (метана) предусматривается в двух видах: компримированный (сжатый) природный газ (КПГ) и сжиженный природный газ (СПГ). КПГ и СПГ являются наиболее перспективными видами моторного топлива.

При этом пропан-бутан в два раза дешевле бензина, а цена на сжиженный природный газ метан — еще ниже. По имеющимся оценкам получается почти 3-кратный выигрыш в цене. В этом смысле имеющийся опыт изготовления криогенных трубопроводов представляет большой интерес для налаживания производства криогенных запорочных патрубков для сжиженного природного газа (111К).

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕЖИМОВ ПРОЦЕССА ПРОПИТЫВАНИЯ ПОВЕРХНОСТЕЙ ДВОЙНОЙ КРИВИЗНЫ

Пье Пху Маунг

pyaephyo@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Качество изделий из полимерных композиционных материалов (ПКМ) закладывается на самом первом этапе их формования — во время пропитывания связующим волокнистого наполнителя. Традиционно высокое качество изделий из ПКМ обеспечивалось за счет использования препрегов. Однако препреговые технологии являются экономически невыгодными для единичного и мелкосерийного производства, и поэтому все больше применение получают методы прямого формования, например, метод вакуумной инфузии.

Работа посвящена анализу кинетики процесса пропитывания детали типа полусфера. Для проведения моделирования в пакете Solid Works была построена геометрическая модель изделия типа полусфера, которая далее транслирована в пакет конечно-элементного анализа Ansys, где стандартным образом была разбита на конечные элементы. Моделирование кинетики процесса пропитывания проводилось в программе PAM-RTM. В работе исследовано влияние на время пропитывания таких свойств связующих, как плотность и вязкость, и таких свойств тканых наполнителей, как толщина, пористость и проницаемость.

В качестве исходных данных для расчетов экспериментально были определены значения сетевых углов по всей площади детали. Установлено, что максимальное значение сетевого угла составляет  $\varphi = 90^\circ$ , минимальное зависит от деформационных характеристик нитей и для используемых тканей составляет  $40^\circ$ . Установлено, что при уменьшении значения сетевых углов увеличивается продолжительность процесса пропитывания. На примерах стеклянных и углеродных тканей и деталей различного

диаметра установлено значение времени пропитывания при использовании эпоксидных и полиэфирных связующих.

В работе моделировалось количество и расположение каналов подачи и отвода связующего. На основании полученных результатов определены оптимальные значения вязкости связующего в зависимости от свойств используемого тканного наполнителя и разработаны технологические режимы пропитывания, при которых обеспечивается наименьшее время пропитывания и минимальная пористость.

### **ПЕРСПЕКТИВЫ УВЕЛИЧЕНИЯ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ КОНСТРУКЦИОННЫХ КОМПОЗИТОВ ЗА СЧЕТ МОДИФИКАЦИИ НАНОРАЗМЕРНЫМИ ЧАСТИЦАМИ**

**Зо Е Аунг, К.В. Михайловский, П.В. Просунцов,  
С.В. Резник** [hninmg18@gmail.com](mailto:hninmg18@gmail.com)

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Современный опыт проектирования ракетно-космических и авиационных конструкций из полимерных композитов, анализ механизмов образования дефектов и накопления повреждений приводит к необходимости совершенствования структуры полимерной матрицы, которая обеспечивает перераспределение напряжений между элементами армирующего каркаса, определяет температуру эксплуатации. Многочисленные исследования в области получения наномодифицированных полимеров показывают, что при добавлении наномодификаторов в виде фуллеренов или углеродных нанотрубок (УНТ) повышаются такие характеристики полимера, как предел прочности на сжатие, прочность на сдвиг, трещиностойкость.

Вместе с тем влияние наномодификаторов на теплофизические характеристики конструкционных композитов еще недостаточно изучено и можно констатировать, что в целом задача достоверной оценки влияния малых объемных долей наномодификатора на коэффициенты теплопроводности не решена до сих пор.

В работе представлена методика прогнозирования коэффициентов теплопроводности и удельной теплоемкости наномодифицированных полимерных композитов с помощью методов многомасштабного математического моделирования. На основе структурного анализа были построены представительные элементы объема наномодифицированных полимерных композиционных материалов. Расчет конечно-элементных моделей представительных элементов объема эластомера с УНТ после приложения граничных условий (тепловых нагрузок, условий симметрии) осуществлялся с помощью программы ANSYS. Определены условия, при которых возможно существенное увеличение теплопроводности композита.

Отдельные результаты были получены при финансовой поддержке в рамках работ по Соглашению о предоставлении субсидии №14.577.21.0095 с Министерством образования и науки Российской Федерации. Уникальный идентификатор прикладных научных исследований (проекта) RFMEFI57714X0095.

## **ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОГРАММИРОВАНИЯ НАМОТОЧНЫХ СТАНКОВ С ЧПУ**

**В.И. Маринин, Д.Н. Князев**

**bodimus@mail.ru**

ЮРГПУ (НПИ), г. Новочеркасск, Ростовская обл.

Намотка изделий ракетно-космической техники из полимерных композиционных материалов выполняется на многокоординатных намоточных станках с числовым программным управлением (ЧПУ). Создание изделий высокого качества, соответствующих требованиям конструкторской документации, обладающих заданными физико-механическими характеристиками, требует решения ряда сложных научно-технических и технологических задач, обработки большого количества данных и поэтому невозможно без разработки и исследования математических моделей, описывающих метод намотки. Поскольку формообразование изделия выполняется на станке с ЧПУ, одним из элементов программно-математического обеспечения метода намотки является система программирования намоточных станков, которая в автоматизированном режиме позволяет подготавливать управляющие программы намотки для многокоординатных агрегатов.

В настоящей работе представлены результаты разработки системы автоматизированного программирования намоточных станков, решающей следующие задачи:

- построение поверхностей оправок в соответствии с конструкторской документацией на изделие;
- расчет положения армирующей нити (ленты) на поверхности оправки, расчет и трехмерная визуализация армирующих слоев в соответствии с конструкторской документацией на изделие;
- расчет и оптимизация траекторий и законов движения исполнительных органов намоточных станков различных типов, обеспечивающих формообразование изделия с характеристиками, заданными конструкторской документацией;
- формирование кадров управляющей программы намотки в соответствии с синтаксисом языка, воспринимаемого выбранной системой ЧПУ станка;
- верификация полученных траекторий движения исполнительных органов намоточного оборудования с использованием виртуальных моделей многокоординатных станков различных типов с целью обнаружения коллизий в процессе формообразования изделия без отработки программы намотки на реальном оборудовании.

## **СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ПРОЦЕССА ИЗГОТОВЛЕНИЯ КАРКАСОВ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ КОМПОЗИЦИОННОЙ ФОРМООБРАЗУЮЩЕЙ ОСНАСТКИ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННО- КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

**А.И. Ирошников, А.Н. Яковлев**

**airoshnikov@gmail.com**

АО «ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина», г. Обнинск, Калужская обл.

В связи с постоянным увеличением доли угле- и стеклопластиковых деталей в авиационных конструкциях, а также в различных космических аппаратах и ракетах-носителях всё больше внимания должно уделяться конструкции и технологии изготовления

соответствующей формообразующей оснастки. Металлическая оснастка имеет высокую стоимость или не обеспечивает передачу размеров изделиям. Ввиду работы оснастки в жестких условиях формования деталей (температура, давление, цикличность нагрузок) перспективно ее изготовление из композиционных материалов. Данная задача имеет высокую сложность и для ее решения необходимо использовать совокупность теоретических и экспериментальных методов.

Работа посвящена анализу конструктивных и технологических приемов изготовления опорных каркасов, применяемых в производстве формообразующей оснастки. Рассмотрены 4 основных вида каркасов такой оснастки, на данный момент применяемые в реальном производстве: металлический сварной каркас, каркас из композитных профилей, интегральный каркас из трехслойных панелей, интегральный композитный каркас. Для каждого из вышеперечисленных типов каркаса выполнена оценка по ряду технических требований. При этом учитывалось различие коэффициентов линейного теплового расширения материалов оснастки и формируемых изделий. Исследована жесткость и долговечность каркасов при циклических нагрузках автоклавного формования, проанализирована стоимость оснастки.

Предложен процесс формирования интегрального композиционного каркаса, универсально пригодного для изготовления оснастки, применяемой при производстве деталей авиационно-космической техники. Представлен опытный образец единичной ячейки интегрального каркаса, демонстрирующий преимущества новой технологии. Подготовлены рекомендации по использованию различных каркасов.

## ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ В КОСМОСЕ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

**В.М. Мельников<sup>1</sup>,  
И.Н. Матюшенко<sup>1</sup>, Н.А. Чернова<sup>1</sup>,  
Б.Н. Харлов<sup>2</sup>**

**melnikov45@tsniimash.ru,  
ChernovaNA@yandex.ru  
Boris.harlov@rscf.ru**

<sup>1</sup>ФГУП ЦНИИмаш, г. Королёв

<sup>2</sup>ЗЭМ РКК «Энергия», г. Королёв

Современные проекты космических энергоустановок большого масштаба базируются на крупногабаритных конструкциях каркасного и бескаркасного исполнения. Это каркасные панели солнечных батарей (СБ), центробежные тонкоплёночные СБ, солнечные паруса и отражатели, каркасные многосекционные и капельные холодильники-излучатели, тросовые системы. Параллельно с улучшением характеристик ФЭП идёт совершенствование конструкций несущих панелей (каркасов и подложек) СБ с использованием новых композитных материалов и механизмов управления их раскрытием. Американские и японские каркасные конструкции солнечных электростанций (КСЭС) достигают в размерах до пяти километров. Закладываемые в эти проекты жёсткие каркасы ферменных конструкций, а также проектная проработка Центром Келдыша совместно с РКК «Энергия» транспортного буксира для экспедиции на Марс [1] с жёстким каркасом солнечной батареи размером 400 × 400 м и мощностью 15 МВт, не базируются на каком-либо опыте создания крупногабаритных конструкций в космосе. Даже на Земле подобного масштаба конструкции не создавались (стадионы, супермаркеты меньше). Принципиальным недостатком каркасных конструкций большого масштаба является невозможность полномасштабной наземной отработки и учёта факторов невесомости и влияния глубокого вакуума на динамику процесса раскрытия конструкции. Существуют многочисленные примеры несоответствия ре-

зультатов наземной отработки космическому эксперименту, не учитывавшей условия невесомости.

Создание крупногабаритной космической конструкции с высокой точностью поверхности и её ориентации, а также существование такой конструкции в потоке космического мусора и метеоритов на ресурс порядка 15 лет представляется весьма проблематичным. Центробежные солнечные батареи имеют ряд существенных преимуществ перед каркасными аналогами, в частности не чувствительны к метеоритной опасности, и могут найти эффективное применение на космических аппаратах в широком диапазоне мощностей: от спутников с повышенным энергопотреблением 30...50 кВт до КЭС мощностью 1...10 ГВт, в том числе в энергосистеме экспедиции на Марс, где они по возможности реализации и удельным характеристикам (кВт/кг) превосходят ядерную энергетическую установку в 3...5 раз, не имеют высокотемпературных контуров, делящегося урана, не требуют радиационной защиты, не приводят к катастрофическим последствиям при аварии, не требуют специальной утилизации, обслуживаемы при эксплуатации и ремонтпригодны. Долгосрочная программа космических экспериментов на МКС включает подготовку и проведение орбитального эксперимента «Знамя СБ» с центробежной пленочной конструкцией СБ мощностью 6 кВт, кислород-водородным электрохимическим накопителем электроэнергии и кислород-водородным ЖРД малой тяги. Инновационная кислород-водородная концепция широко разрабатывается во всём мире, заключается в создании систем производства кислорода и водорода путём электролиза воды на орбитах, систем хранения этих газов, а также систем заправки ракет. При этом отпадает необходимость в тяжёлых ракетах и буксирах на малой тяге. Центробежные СБ могут служить эффективной базой для будущих заводов производства ракетных топлив в космосе, а также для решения широкого круга перспективных задач.

Литература

1. Пилотируемая экспедиция на Марс./Под ред. А.С. Коротеева. – М: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006, 320 с.



### ОСНОВОПОЛОЖНИКИ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ И ПРОБЛЕМЫ ТЕОРИИ И КОНСТРУКЦИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

#### ПЕРВЫЕ ИСПЫТАНИЯ РОССИЙСКОГО ЖРД В США. К 20-ЛЕТИЮ ПРОВЕДЕНИЯ

**В.С. Судаков**

**vssudakov@gmail.com**

АО «НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко», г. Химки, Россия

В начале 90-х годов XX века НПО «Энергомаш» стал делать шаги для выхода на международный рынок ракетно-космической продукции и услуг. Были установлены первые контакты с аэрокосмическими организациями и компаниями из США, Франции, Германии и других стран мира. Достижения НПО «Энергомаш» в области разработки ЖРД были высоко оценены представителями мирового аэрокосмического сообщества. Появились первые небольшие контракты с рядом зарубежных компаний на разработку отдельных узлов и элементов ЖРД, на представление обобщенной информации о возможностях нового поколения кислородно-керосиновых ЖРД с дожиганием окислительного газа, которые были разработаны на предприятии для РН «Энергия» и «Зенит». В 1992 году удалось заключить Соглашение о совместном маркетинге и лицензировании технологий НПО «Энергомаш» в США между «Пратт-Уитни» и НПО «Энергомаш». В рамках этого соглашения в октябре 1995 года в США были впервые проведены демонстрационные огневые испытания российского серийного ЖРД РД-120, разработанного для второй ступени РН «Зенит». Эти испытания проведены на стенде компании «Пратт-Уитни» во Флориде. В короткий период времени была проведена подготовка стенда и стендовых сооружений для проведения наземных огневых испытаний российского двигателя второй ступени, что позволило успешно провести три огневых испытания этого двигателя. Эти испытания позволили открыть путь для полномасштабного сотрудничества России и США в области высокотехнологичной продукции, что в результате привело к заключению договора на разработку и поставку ЖРД РД-180 для американских РН семейства «Атлас».

#### ВЛИЯНИЕ ДЕФОРМАЦИЙ ЭЛЕМЕНТОВ ЩЕЛЕВОГО УПЛОТНЕНИЯ НА РАБОТУ АВТОМАТА РАЗГРУЗКИ НАСОСА

**Е.В. Самонов, Е.Н. Ромасенко**

АО «НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко», г. Химки, Россия

Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) по сравнению с другими видами тепловых двигателей имеют наилучшие удельные показатели по преобразуемой энергии, массе и размерам. Одним из наиболее ответственных и напряженных узлов ЖРД является турбонасосный агрегат (ТНА), обеспечивающий подачу топлива в газогенератор и камеру сгорания. Для него характерны большие окружные скорости, высокие значения



удельной работы, агрессивные рабочие тела и, что особенно важно, повышенные требования к надежности.

Вопрос обеспечения разгруженности радиально-упорного подшипника (РУП) вала агрегата системы подачи современного ЖРД от действия осевых сил является одним из основных для этого агрегата; качество решения данного вопроса прямо влияет на ресурс агрегата и ЖРД в целом. При работе ТНА на его ротор действует сложная система сил, среди которых самой большой по величине является осевая сила. Величина осевой нагрузки на РУП определяется геометрической суммой сил различной природы, действующих на ротор агрегата. Задача состоит в минимизации этой суммы до значения, при котором гарантируется работоспособность РУП в заданных условиях эксплуатации.

Основная сила, действующая на ротор, воспримется автоматическим разгрузочным устройством (АРУ). Основное требование, предъявляемое к разгрузочному устройству, состоит в том, что оно уравнивает основную силу ротора во все режимах и обеспечивает длительную работу насоса при допустимых расходах жидкости через зазоры. Величина зазора в щели автомата разгрузки обусловлена действующими силами и гидродинамикой тракта автомата. Характеристика деформации корпуса насоса под действием внутреннего давления определяется изменением размера между невращающейся поверхностью зазора в автомате разгрузки и базовой поверхностью отсчета перемещения вала. Вопрос о влиянии деформаций элементов щелевого уплотнения на работу автомата разгрузки насоса является актуальным и может быть применен при доводке и проектировании вновь разрабатываемых конструкций агрегатов подачи.

Литература

1. Ломакин А.А. Центробежные и осевые насосы. Машиностроение, 1966.
2. Боровский А.С., Овсянников Б.В. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1986.
3. Видишев В.И., Каналин Ю.И., Кухарев В.Н., Маликова С.А., Полетаев Н.П. Уравнивание и контроль осевой нагрузки радиально-упорных подшипников агрегатов подачи ЖРД РД-170. Сборник, Труды НПО «Энергомаш», № 18.

## **ПРИМЕНЕНИЕ СОВРЕМЕННОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ В ОБОСНОВАНИЕ НАДЕЖНОСТИ, РАБОТОСПОСОБНОСТИ И ЖИВУЧЕСТИ КС ЖРД**

**Д.В. Исаков, И.Г. Лозино-Лозинская**

**kerc@elnet.msk.ru**

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», Москва

На этапе конструирования и отработки ЖРД по разработанным в отрасли методикам проводятся интегральные расчёты теплового состояния камеры сгорания (КС) с учётом влияния тепловых потоков со стороны продуктов сгорания и охлаждения камеры. На этом этапе выбираются основные параметры внутреннего и внешнего охлаждения — организация пристеночных слоёв продуктов сгорания с пониженными значениями температур, пояса завес, геометрия оребрения внутренней стенки и т.д. Интегральные расчёты, увязанные с экспериментально замеренными значениями подогрева охладителя в тракте охлаждения КС характеризуют тепловое состояние стенок по всей длине КС с учётом выбранных параметров охлаждения и позволяют оценить её надёжность с точки зрения предельных температур, реализуемых в конструкции.

Однако, как показывает практика, тепловое состояние реальной конструкции может существенно отличаться от рассчитанного по интегральным зависимостям.

Применение современного программного обеспечения позволяет учесть практически все параметры, влияющие на тепловое состояние рассматриваемого локального участка камеры: особенности геометрии конструкции, особенности течения охладителя на рассматриваемом участке и т.д.

В докладе рассмотрено тепловое состояние таких локальных термонапряжённых элементов конструкции, как стенка КС в области ввода пояса завесы, как фрагмент стенки КС в области втекания сопла с учётом наличия дефектов в виде вспучиваний никелевого покрытия и каверн.

Тепловые расчёты локальных наиболее термонапряжённых элементов конструкции позволяют оценить реальные температурные запасы, заложенные в конструкции, подтверждают эффективность принятых конструктивных решений по выбору параметров для обеспечения надежной работоспособности.

### **СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ СМАЗКИ ДВИГАТЕЛЕЙ ВОЗДУШНОГО И АЭРОКОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ**

**В.А. Алтунин, К.В. Алтунин, А.А. Щиголев, А.А. Юсупов,  
В.П. Демиденко<sup>1</sup>, М.Л. Яновская<sup>2</sup>**

**altspacevi@yahoo.com**

КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, г. Казань,

<sup>1</sup>МВАА, г. Санкт-Петербург,

<sup>2</sup>ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва

Одной из проблем нормальной эксплуатации авиационных поршневых ДВС является негативный процесс осадкообразования, который происходит при нагреве деталей системы смазки и всего двигателя. Частичное закоксовывание маслоподающих и маслоотводящих каналов, расположенных внутри деталей и корпуса ДВС, а также масляных форсунок приводит к ускоренному выходу из строя масляной системы и всего двигателя. Полное закоксовывание даже только одного канала или форсунки выведет ДВС из строя ещё быстрее — неожиданно, с дальнейшими аварийными ситуациями и дальнейшим обязательным капитальным ремонтом. Проблемы закоксовывания масляных форсунок также существуют и в ВРД, ГДТ и других двигателях, энергоустановках (ЭУ) и техносистемах (ТС) наземного, воздушного и аэрокосмического базирования и применения. Известно, что масляные форсунки полностью закоксовываются примерно через 800 часов работы. Проведённые экспериментальные исследования с моторными маслами показали, что осадкообразование начинается при температуре более 373 К; нагреваемая оребрённая поверхность канала (в виде конусных выступов и впадин), затормаживает процесс осадкообразования на высоте выступов (новый способ ограничения роста твёрдого осадка в моторном масле); магнитные поля очень слабо влияют на предотвращение осадка и на интенсификацию теплоотдачи, а электростатические поля, наоборот, оказывают значительное влияние.

На основе результатов исследования для ДВС, ВРД, ГТД, ЭУ, ТС:

– разработаны и запатентованы: новые конструктивные схемы маслоподводящих и маслоотводящих каналов, масляных форсунок, масляных фильтров, масляных теплообменников повышенных характеристик – без применения электростатических полей, с их применением, гибридные; датчики и системы контроля за работой системы смазки;

– созданы: алгоритм учёта особенностей тепловых процессов в моторных маслах; методики применения электростатических полей в моторных маслах; способы и методы борьбы с осадкообразованием, необходимые при проектировании, расчёте, создании и эксплуатации новых и перспективных систем смазки.

Использование результатов исследования будет способствовать проектированию и созданию новых систем смазки перспективных отечественных ДВС, ВРД, ГТД, ЭУ, ТС повышенных характеристик по ресурсу, надёжности, безопасности, выживаемости, экономичности и экологичности.

## **К ВОПРОСУ О ПРИМЕНЕНИИ МЕЖКАНАЛЬНОГО ТЕЧЕНИЯ ТЕПЛОСИТЕЛЯ СКВОЗЬ ШАРОВЫЕ ТЕПЛОЫДЕЛЯЮЩИЕ ЭЛЕМЕНТЫ В ЯДЕРНОМ РЕАКТОРЕ**

**Ф.В. Пелевин, А.В. Пономарев**

**pelfv@rambler.ru**

Московский Государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

В настоящее время актуальным становится вопрос создания ядерных энергодвигательных установок (ЯЭДУ) для энергоснабжения космических аппаратов и станций на уровне десятков-сотен киловатт в течение длительного времени. В работе представлена межканальная схема движения теплоносителя в ядерном реакторе с шаровыми микротвэлами. При межканальной транспирации теплоносителя уменьшается путь движения теплоносителя через пористую среду и уменьшаются затраты мощности на прокачку теплоносителя. В шаровых тепловыделяющих сборках реализуется трехмерный поток с многочисленными сужениями и расширениями, который обеспечивает интенсивное выравнивание неравномерности температуры в реакторе. Кроме того, шаровые сборки обладают высокой живучестью (разрушение одного или нескольких шаровых твэлов еще не означает разрушение всей сборки). Шаровые сборки обладают хорошо развитой поверхностью теплообмена и самыми высокими значениями теплоотдачи. С уменьшением диаметра шарового твэла растет поверхность теплообмена и теплоотдача.

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  $\delta$ .

При одинаковых затратах мощности на прокачку теплоносителя увеличивается скорость движения и теплоотдача. Показаны 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. Установлено влияние массовой скорости теплоносителя в подводящих и отводящих каналах на поля статического давления и подогрев теплоносителя в подводящих и отводящих каналах.

### **РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО РАВНОВЕСИЯ И ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СГОРАНИЯ ГИДРОРЕАГИРУЮЩИХ ТОПЛИВ В РАМКАХ ЕДИНОГО ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО АЛГОРИТМА**

**Д.А. Ягодников, Ю.В. Антонов, Б.Г. Трусов**

Московский Государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

При проведении численных исследований многофазного потока в камере гидрореактивного двигателя для оценки эффективности протекания физико-химических процессов горения и тепломассобмена, а также для замыкания системы уравнений сохранения необходимо располагать зависимостями энергетических и теплофизических характеристик реагирующей смеси от температуры и соотношения компонентов. Указанное обстоятельство обуславливает необходимость проведения термодинамических расчетов в каждом узле исследуемого объема для каждой итерации, что приводит к большим затратам времени счета и делает нецелесообразным решение задачи даже на быстродействующих ЭВМ. Один из методов минимизации затрат вычислительных ресурсов состоит в использовании полиномиальных зависимостей теплофизических и энергетических характеристик рабочего тела, которые являются результатом аппроксимации базы данных, полученной на основе термодинамического расчета. Однако при этом возникают погрешности аппроксимации, а также необходимость проведения значительно объема предварительных расчетов по моделированию термодинамического равновесия.

Авторами настоящей работы в рамках расчетного исследования рабочего процесса, протекающего во внутреннем объеме камеры сгорания гидрореактивного двигателя, предложен и реализован алгоритм сквозного вычисления эффективности рабочего процесса и термодинамических характеристик реагирующей смеси. Создана процедура, обеспечивающая вычисление параметров термодинамического равновесия, фазового и химического состава сложных многоэлементных систем. Вычислительный алгоритм процедуры заимствован из программных кодов комплекса «Terra-Hydro». Обмен данными организован через текстовые файлы и файлы базы данных. Внедрение процедуры в структуру прикладного программного пакета организовано с использованием динамически подключаемой библиотеки.

В рамках использования скорректированного вычислительного алгоритма оптимизирована структура ранее созданного программного комплекса. Уточнены поля скоростей, температур и концентраций компонентов продуктов сгорания в объеме камеры сгорания гидрореактивного двигателя.

### **ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ И ГОРЕНИЯ ГАЗОВЗВЕСИ ПОРОШКООБРАЗНОГО МЕТАЛЛИЧЕСКОГО ГОРЮЧЕГО**

**Д.А. Ягодников,  
А.В. Воронцовский, А.А. Гусев**

**andrew\_gusman@mail.ru**

Московский Государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

В современных ракетно-прямоточных двигателях (РПД) широко применяются высокометаллизированные твердые топлива (ТТ), в состав которых входят такие металлы, как магний, алюминий, бор, их соединения и смеси. Продукты первичного горения ТТ

попадают в камеру дожигания РПД в виде двухфазной струи, включающей конденсированные частицы металлического горючего (МГ). Для точного моделирования рабочего процесса в РПД необходимо иметь обширные базы данных по закономерностям воспламенения и горения частиц МГ.

Создание аналитических фундаментальных моделей горения МГ сопряжено с определенными трудностями, связанными с большим количеством неизвестных констант в уравнениях модели, сложностью физико-химических явлений, определяющих процесс горения. Следует подчеркнуть, что в камеру дожигания РПД попадают не частицы металла, а агломераты сложного химического состава и сложной структуры, что еще более усложняет процесс математического моделирования. С учетом вышесказанного на ранних стадиях создания двигателя, в особенности при недостаточности информации о свойствах агломератов, целесообразно использование рабочих (эмпирических) законов горения частиц МГ [1].

В работе рассмотрена возможность уточнения коэффициентов, входящих в рабочий закон горения, на базе экспериментальных данных по распространению фронта пламени в воздушной газозвеси частиц алюминия (АСД-1). Экспериментальные данные получены на установке постоянного объема (УПО), разработанной и используемой в МГТУ им. Н.Э.Баумана [2]. Численное моделирование распространения фронта пламени проведено с помощью прикладного программного комплекса ANSYS Fluent 14.0, адаптированного для описания исследуемых процессов с использованием рабочих (эмпирических) законов горения частиц конденсированного горючего [3].

Целью работы является анализ возможности получения рабочего (эмпирического) закона горения частиц алюминия в воздухе на базе имеющихся экспериментальных данных.

В процессе исследования проведен анализ характеристик установки УПО, создан виртуальный аналог установки, построены различные варианты расчетных сеток. Моделирование выполнено путем совместного численного решения уравнений неразрывности, сохранения импульса и сохранения энергии для газовой фазы, уравнений движения частиц конденсированной фазы и уравнений двухстадийной эмпирической модели горения. На первой стадии расчета моделируется оседание газозвеси в вертикальном канале установки. Затем, после достижения газозвесью нижней границы расчетной области, происходит ее воспламенение. В результате численного моделирования получены поля распределения температуры газа, по которым определены геометрические характеристики зоны тепловыделения в различные моменты времени и скорость распространения фронта пламени. В качестве критерия корректности процедуры определения констант в рабочем законе горения использовано относительное рассогласование экспериментальной и расчетной средних скоростей перемещения фронта пламени.

В результате проведенного исследования определен рабочий (эмпирический) закон горения одиночной частицы алюминия (АСД-1) применительно к рассмотренному эксперименту. Предложенная методика может быть использована для определения или уточнения рабочих законов горения для порошков других металлов.

#### Литература

1. Воронецкий А.В. Метод сравнительной оценки эффективности горения мелкодисперсного конденсированного горючего в камерах РПД произвольной геометрии // Ракетно-космические двигательные установки: Сборник материалов Всероссийской научно-технической конференции (Москва, октябрь 2015). Моск. гос. ун-т им. Н.Э.Баумана. М.: ИИУ МГОУ, 2015. С. 74–75.
2. Ягодников Д.А., Воронецкий А.В., Мальцев В.М., Селезнев В.А. О возможности увеличения скорости распространения фронта пламени в азоровзеси алюминия. Физика горения и взрыва. 1992. Т. 28, № 3. С. 51–54.

3. Воронецкий А.В., Токталиев П.Д., Сучков С.А., Арефьев К.Ю., Гусев А.А. Адаптация CAE-системы ANSYS для моделирования горения частиц конденсированного горючего в камерах дожигания РПДТ // Ракетно-космические двигательные установки: сборник материалов Всероссийской научно-технической конференции (Москва, октябрь 2015). Моск. гос. ун-т им. Н.Э.Баумана. М.: ИИУ МГОУ, 2015. С. 95–96.

### **АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС МОДЕЛИРОВАНИЯ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО УДАРА В СЛОЖНЫХ ТРУБОПРОВОДАХ**

**Ю.В. Антонов<sup>1</sup>, М.А. Стрелец<sup>1</sup>, Д.А. Ягодников<sup>1</sup>,  
Ю.А. Дерягин<sup>2</sup>, М.Н. Середников<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Московский Государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,

<sup>2</sup>«КБХИММАШ им. А.М.Исаева» филиал ФГУП ГКНПЦ им. М.В.Хруничева

Одним из главных требований к гидравлическим системам в современных ракетных двигателях является безотказность их работы при нестационарных режимах течения жидкости по магистралям подачи компонентов топлива в камеру сгорания и систему управления ЖРД, которые возникают при запуске двигателя, регулировании тяги и других режимах его работы. Известно, что в настоящее время немногие специальные программные комплексы могут осуществлять расчет нестационарных процессов в сложных гидравлических системах.

Целью данной работы является разработка математической модели переходных процессов, протекающих в гидравлических системах ЖРД, и создание на её основе аппаратно-программного комплекса, позволяющего рассчитывать распределение давлений в трубопроводах при возникновении гидравлического удара.

Аппаратно-программный комплекс, состоящий из программы и пользовательского интерфейса для задания исходных данных, создан на языке программирования C++ с использованием среды программирования Codeblocks и Microsoft Visual Studio. После задания конфигурации гидравлической системы из основных характерных элементов гидравлических схем и ввода необходимых данных о геометрии каждого из ее участков производится вычисление требуемых параметров.

Разработанная программа позволяет рассчитать значения потерь давления по длине, а также перепадов давлений в гидравлических системах при их работе в переходных режимах и осуществить построение графика изменения давления в зависимости от времени.

### **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В РДМТ НА ГАЗОБРАЗНЫХ КОМПОНЕНТАХ КИСЛОРОД – МЕТАН, РАБОТАЮЩЕГО В ИМПУЛЬСНОМ РЕЖИМЕ**

**О.А. Ворожеева, Д.А. Ягодников**

**oa-vorozheeva@mail.ru**

Московский Государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

В настоящее время в связи с повышенными требованиями по экологической безопасности к продуктам сгорания жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) при создании новых двигателей, в частности, для ракетных двигателей малой тяги (РДМТ), используемых в качестве исполнительных органов систем управления космическими аппа-

ратами (КА), наблюдается тенденция к переходу на экологически чистые топливные композиции, такие как кислород-сжиженный природный газ (СПГ) и кислород-метан. Применение новых компонентов топлива и отсутствие для них достоверных методик расчета эффективности рабочего процесса в камере сгорания двигателя и теплового состояния элементов ее конструкции требует проведения длительной экспериментальной отработки, увеличивающей финансовые затраты на разработку новых РДМТ. В связи с этим актуальным является создание расчетно-теоретических методик, позволяющих на этапе проектирования двигателя снизить количество огневых испытаний.

В данной работе представлены результаты экспериментально-теоретических исследований рабочего процесса в камере сгорания модельного РДМТ на газообразных компонентах кислород-метан в импульсном режиме работы и теплового состояния элементов его конструкции.

Особенностями рассматриваемого модельного РДМТ являются неохлаждаемая конструкция камеры сгорания из стали 12Х18Н10Т (вкладыш критического сечения сопла выполнен из сплава ХН60ВТ), электроискровое воспламенение и импульсный режим работы. При давлении в камере сгорания  $p_k = 0,2...0,5$  МПа, коэффициенте избытка окислителя  $\alpha = 0,5...0,8$  и суммарном расходе компонентов топлива  $m = 1...2$  г/с, диаметре критического сечения сопла  $d_{кр} = 2,27$  мм двигатель создает тягу  $P = 2...5$  Н.

Установлено, что на стационарном режиме работы коэффициент расходного комплекса составил  $\varphi_\beta = 0,7...0,8$ . При работе модельного двигателя в импульсном режиме с частотой  $f = 2$  Гц и коэффициентом заполнения импульсного режима  $k_3 = 0,6$  наблюдалось снижение коэффициента расходного комплекса до  $\varphi_\beta = 0,45...0,55$ .

С помощью тепловизора Optris PI 160 экспериментально зарегистрировано температурное поле наружной поверхности элементов конструкции РДМТ. Установлено, что в непрерывном  $T_{max} = 160$  °С, а в импульсном режиме  $T_{max} = 135$  °С.

Для режимов работы двигателя, реализуемых в экспериментах, проведены расчетные исследования по математической модели нестационарной теплопроводности в двумерной постановке с учетом осевых перетечек тепла в конструкции. На внутренней поверхности стенки учитывался конвективный и радиационный теплообмен между стенкой и горячим газом, а на наружной поверхности — теплообмен между стенкой и окружающей средой, учитывающий естественную конвекцию и радиационный теплообмен излучением в окружающую среду и элементы конструкции двигателя.

Показано, что результаты расчета распределения полей температур по конструкции удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными.

## СОЗДАНИЕ МОДЕЛИ ПРОЦЕССА ФОРМОИЗМЕНЕНИЯ ЗАРЯДА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА В РЕЗУЛЬТАТЕ ГОРЕНИЯ СВОДА

Я.Ю. Ищенко, А.М. Корнелюк

quasar.edu@gmail.com

Московский Государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Одним из факторов, определяющих стационарность процесса горения заряда двигателя твердого топлива, является форма твердотопливного заряда. Изменение геометрии внутренней поверхности заряда можно описать для плоской задачи в виде набора частных случаев геометрических сопряжений простейших примитивов (таких, как прямые и дуги). Математическая модель для общего случая изменения формы заряда твердого топлива в результате выгорания свода не определена.

Следует отметить, что, как правило, целью проектирования твердотопливного заряда является достижение минимума отклонения площади поверхности горения от среднего её значения. Выполнение этого условия позволяет уменьшить разбросы параметров конца активного участка траектории, а также увеличить точность выведения полезной нагрузки.

В качестве наиболее часто встречающихся форм твердотопливных зарядов в литературе приведено три типа: «канально-щелевой», «звездочка» и «звездочка-зонтик». Далеко не всегда удается достичь постоянства площади горения в процессе всего времени работы двигателя, используя лишь заряды данных типов. Особенно это касается крупногабаритных ракетных двигателей твердого топлива.

В результате проделанной работы был разработан и проверен алгоритм, позволяющий математически описать процесс формоизменения твердотопливного заряда произвольной конфигурации. Рассчитываемый с помощью алгоритма заряд может состоять из нескольких участков с различной формой поперечного сечения. Структурным элементом, характеризующим форму заряда, является геометрический примитив (дуга или прямая). Такой способ задания геометрии позволяет описывать форму заряда ограниченным числом параметров и открывает возможности для решения задачи рационализации формы.

Данный алгоритм может быть полезен как для проектирования ракетных двигателей твердого топлива в рамках учебных заданий, так и для проектирования реальных изделий.

## МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ НАНОСПУТНИКА

**З.С. Жумаев<sup>1</sup>,  
Г.А. Щеглов<sup>1,2</sup>,**

**Zaynulla.Zhumaev@mail.ru;**

<sup>1</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, <sup>2</sup>ООО СПУТНИКС

На сегодняшний день количество отправленных в космос наноспутников Cubesat-класса превысило 350 единиц [1]. Такие аппараты запускают университеты, правительственные организации (NASA, JAXA, ESA), коммерческие компании и военные ведомства. Подобная массовость проектов стала возможной благодаря простоте интеграции таких аппаратов с РН, меньшие относительно «больших» аппаратов риски, трудозатраты и стоимость, а также короткие сроки разработки. При этом миниатюризация электроники делает возможным решение с помощью наноспутников отдельных задач, которые раньше рассчитывались только «большими» аппаратами.

Выводятся такие аппараты в основном попутной нагрузкой на кластерных запусках РН «Днепр» [2] на орбиту, определяемую основной полезной нагрузкой. Разработчики малых аппаратов лишены возможности вывести аппарат на оптимальную орбиту и получают эллиптическую орбиту с тем же радиусом перигея, что и основная нагрузка. Формирование созвездия нано- и микроспутников одного кластерного запуска штатным разгонным блоком РН также невозможно. Для решения этих задач на борту нано- и микроспутников требуется наличие двигательной установки.

Применяемые ионные и плазменные двигатели имеют малую тягу, их использование невозможно для быстрых перелетов. Попытку решить задачу маневрирования наноспутника предприняла компания SSTL, разработав двигатель WARP (Water Alcohol Resistojet Propulsion system).

Ранее автором была представлена оригинальная конструкция двигательной установки [3], использующая прямой нагрев рабочего тела в фокусе гелиоконцентратора,



что, в отличие от двигателя WARP компании SSTL, существенно более энергоэффективно за счет исключения потерь на преобразование в фотоэлементах солнечных батарей и электронагревателях.

В данной работе подробно рассматриваются моделирование тепловых процессов работы двигательной установки (ДУ) с оптимизированной пневмогидросхемой и задача взаимовлияния работы ДУ, СОС и параметров орбитального движения.

Литература

1. Swartwout M. CubeSat Database. URL: <https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/home/cubesat-database> (дата обращения 22.10.2014)/
2. Овчинников М.Ю. «Малыши» завоевывают мир // Компьютерра. 2007. №. 15. С. 37–43.
3. Жумаев З.С., Щеглов Г.А. Анализ проектных параметров солнечной энергодвигательной установки для наноспутника.

## **ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ ЖИДКИХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ С ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫМ ПОТОКОМ ВОЗДУХА**

**А.В. Воронцовский, К.Ю. Арефьев, С.А. Сучков**

МГТУ им Н.Э. Баумана, г. Москва

Совершенствование энергетических и силовых установок, использующих жидкие углеводородные горючие (ЖУВГ) связано с решением проблемы организации эффективного рабочего процесса в камере сгорания (КС). Одним из перспективных направлений является создание силовых установок на базе высокоскоростных прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД). Следует отметить, что для таких двигателей наблюдаются тенденции к уменьшению времени пребывания продуктов сгорания в КС. В этом случае актуальными задачами становятся интенсификация процессов дробления и испарения капель подаваемого ЖУВГ, а также обеспечение его равномерного распределения по тракту КС.

Большое количество экспериментов, проведенных к настоящему времени в ЦИАМ им. П.И. Баранова, ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, МГТУ им. Н.Э. Баумана и других организациях, дает возможность получить эмпирические закономерности влияния различных факторов на характеристики рабочего процесса. Однако данные, получаемые экспериментально, не позволяют детально исследовать смесеобразование горючего с высокотемпературным воздушным потоком, что необходимо для дальнейшего повышения характеристик высокоскоростных ПВРД и оптимизации режимов их работы.

Работа посвящена численному моделированию двухфазного газодинамического течения в КС высокоскоростных ПВРД, при подаче ЖУВГ через форсунки, расположенные на внутрикамерных пилонах. Моделирование выполнено с помощью численного решения системы дифференциальных уравнений газовой динамики и движения капель ЖУВГ с учетом процессов их испарения и разрушения в высокоэнтропийном потоке. Рассмотрены различные конфигурации форсунок и направления подачи горючего. Исследован широкий диапазон режимов смесеобразования.

В результате моделирования дана оценка эффективности смешения ЖУВГ с воздушным потоком в условиях, максимально приближенных к натурным. Определены зоны, где происходит интенсивное дробление и испарение горючего. На основе полученных данных разработаны рекомендации по организации рабочего процесса в КС высокоскоростных ПВРД.

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



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

#### К 100-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ Н.С. ЛИДОРЕНКО

**В.П. Плотникова**  
ветеран НПО «Квант»

Николай Лидоренко родился 15 апреля 1916 года в Курске, в 20-е годы семья Лидоренко переехала в Краснодар. Трудовую деятельность Николай начинал учеником электромонтёра, а в 1934 году он поступил учиться в старейший вуз на Кубани, Новочеркасский политехнический институт.

Закончив перед войной институт по специальности инженер-электрохимик, Лидоренко был направлен по распределению на завод в Комсомольск-на-Амуре, где во время войны занимались производством источников электропитания для подводного флота. От рядового инженера до Главного – таким был путь Николая Степановича на Амуре.

Через пять лет после войны после защиты диссертации, правительство направляет молодого учёного в столицу для организации нового института, развития перспективного раздела электротехники – автономной энергетики.

Космическая тематика в научном творчестве и дальнейшем сотрудничестве с С.П. Королёвым берёт своё начало с 1957 года, когда ВНИИТ-у была поставлена задача в кратчайшие сроки разработать источник питания для Первого ИСЗ. Блок электропитания из трёх батарей на основе серебряно-цинковых элементов был создан к сроку, 4 октября 1957 года весь мир услышал советское «бип-бип». С сентября этого же года в лабораториях института приступили к разработке систем космической энергетики. Первая батарея мощностью 2,0 Вт из фотопреобразователей солнечной энергии была изготовлена к маю 1958 года. В дальнейшем Н.С. Лидоренко, с 1965 г. член-корреспондент Академии Наук СССР, с коллективом единомышленников создаёт приборы и устройства, преобразующие в электричество тепловую, солнечную, химическую и ядерную энергию.

В 1974–1976 гг. на основании гипотез о свойствах межфазных границ Институтом разработаны принципиально новые устройства для концентрации электромагнитного поля, в 80-е годы создан электромобиль. Большое внимание уделялось использованию солнечной энергии совместно с действующими энергосистемами. К «безмашинным» методам преобразования теплоты, как источника энергии, относится термоэлектрический, используемый в метро для работы кондиционеров.

Заслуги Н.С. Лидоренко отмечены многими почётными наградами, долгие годы он возглавлял Ноосферное отделение РАЕН, являлся Почётным Академиком РАКЦ, награждён медалью В.И. Вернадского.

## ЦЕНТРАЛИЗОВАННАЯ СИСТЕМА ИНФОРМАЦИОННО-МЕТРОЛОГИЧЕСКОГО СОПРОВОЖДЕНИЯ ОБЪЕКТОВ ЭНЕРГЕТИКИ СТРАНЫ НА БАЗЕ СПУТНИКОВОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ

М.И. Киселев, В.А. Матвеев, А.С. Комшин, komshi\_as@mail.ru  
А.В. Фомичев

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Складывающееся хозяйственно-экономическое состояние современной России начинает все больше определять следующие постоянно-действующие объективные природно-географические факторы:

- около трети территории страны охвачено вечной мерзлотой;
- значительная доля сельскохозяйственных угодий приходится на зону рискованного земледелия;
- растянутость транспортных линий, обеспечивающих производственную кооперацию, социально-культурные связи.

Это означает, что затраты на производство единицы сельско-хозяйственной и промышленной продукции в нашей стране выше, чем во многих развитых странах.

Положение усугубляется существенным износом отечественных основных фондов: генерирующего оборудования тепло- и гидроэлектроэнергетики, материальной части всех видов транспорта, обрабатывающей и добывающей отрасли, объектов промышленного и гражданского строительства, включая сферу ЖКХ.

Во всех вышеуказанных отраслях темпы и объемы деградации материальной части в последние десятилетия опережают темпы и объемы их возобновления отечественной промышленностью. Причина тому — сокращение объемов отечественного промышленного производства и исчезновение целых его отраслей. Следствием этого является постоянная череда технических аварий и катастроф, влекущих за собой не только экономический ущерб, человеческие жертвы, но и потерю национального престижа. Следует отметить, что на территории нашей страны функционируют порядка 50 тысяч опасных и 5 тысяч особо опасных объектов и производств.

Положение усугубляется снижением эффективности отечественного сельского хозяйства, ростом продовольственной зависимости.

Совокупность указанных факторов угрожает национальной безопасности страны.

При этом максимальный фактор риска — деградация энергетики, так как именно энергетика — важнейшая составляющая жизнеобеспечения страны.

Главными проблемами, вставшими при массовой эксплуатации изношенного энергетического оборудования, явились:

- потеря эффективности традиционной системы планово-предупредительных ремонтов и профилактических осмотров;
- недостаточность традиционных контрольно-диагностических средств и методов, основанных преимущественно на амплитудных подходах и виброакустических принципах.

Преодолеть эти трудности можно при помощи принципиально новых контрольно-диагностических средств, обладающих более высоким метрологическим уровнем. Такие средства разрабатываются в МГТУ им. Н.Э. Баумана. Они созданы и испытаны в промышленных условиях. Подобные встроенные прецизионные фазохронометрические системы способны обеспечить измерительно-вычислительный прогнозирующий мониторинг их технического состояния и аварийной защиты.

В истории нашего Отечества уже был период, когда его национальной безопасности угрожала небывалая в истории человечества агрессия — возможность нападения

с использованием ядерного оружия. Этот период пришёлся на годы Великой Отечественной войны и послевоенное время.

Несмотря на тяжелейший экономический ущерб и огромные человеческие жертвы, наша страна нашла в себе силы экстренно создать необходимые научно-технические направления, принципиально новые отрасли промышленности и снабдить армию эффективным ракетно-ядерным оружием.

Тем самым было обеспечено равновесие ядерных сил, их паритет. Средством информационно метрологического обеспечения этого паритета, его инструментом явилась служба специального контроля (ССК), созданная на базе ГРУ ГШ МО СССР и окончательно организационно оформленная 13 мая 1958 года в составе МО СССР. У истоков ССК стояли академики И.К. Кикоин, И.В. Курчатов, её возглавил и превратил в уникальное воинское научно-техническое формирование крупный специалист в области радиоразведки полковник ГРУ ГШ МО СССР, а затем генерал-майор, доктор физ.-мат. наук А.И. Устюменко.

Реальным положительным результатом действий ССК явился действовавший многие годы абсолютный запрет на испытания ядерного оружия, что позволило снизить выбросы продуктов радиоактивного распада в атмосферу. Эффективность ССК возросла, когда в ее распоряжении оказались специализированные космические аппараты, обеспечивающие систематический контроль поверхности Земли.

По мере развития технологий приобретают свою значимость такие направления, как наноэлектроника, наноматериалы, нанобиотехнология, наносистемы. При этом технологический прорыв возможен только при развитии элементов нано-, био- и информационных технологий, модернизации промышленности и существенном повышении точности измерений в рамках шестого уклада.

Установлено, что максимальная точность измерений, достижимая аппаратурой, размещённой в лаборатории, определяется уровнем её энергообеспечения. Свообразие энергетического обеспечения процедуры измерения проявляется и в том, что, в отличие от целого ряда фундаментальных соотношений неопределённостей, характерным примером которых может служить известное соотношение для неопределённости координат и импульсов, аналогичное соотношение для неопределённости энергии и времени не является фундаментальным и может быть преодолено современными техническими средствами в режиме дискретных стробоскопических отсчётов.

Вместе с тем перспективный фазохронометрический метод — одна из модификаций стробоскопического подхода — открывает возможности информационно-метрологического сопровождения работы механизмов циклического действия в энергетике, на транспорте и в других отраслях отечественной техники. Дальнейшим развитием данного подхода должно явиться создание Национальных систем прогнозирующего мониторинга и аварийной защиты объектов Единой энергетической системы России, а также метрологического обеспечения полного жизненного цикла отечественных машин и механизмов.

Безусловно, насыщение космических бортовых систем и комплексов наземного управления космическими аппаратами прецизионными встроенными измерительными системами в сочетании с высоким уровнем математического обеспечения эксплуатации позволит на новом метрологическом и научно-техническом уровне решать настоящие и будущие задачи отечественной космонавтики и ее дальнейшего развития.

## ОТИМИЗАЦИЯ ТЕПЛОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ И МАССОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СПТ НА ПЛАЗМЕННЫХ ВЕНТИЛЯХ

**Е.В. Онуфриева, В.В. Синявский,  
В.В. Онуфриев, А.Б. Ивашкин**

**onufriev@bmstu.ru**

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

В зависимости от типа электроракетного двигателя, его назначения, программы работы в течение определенного времени на участке автономного полета космического аппарата с учетом выполняемых им задач состав электроракетной двигательной установки и структурная схема системы преобразования тока (СПТ) могут существенно изменяться.

Рассмотрена система преобразования тока для космического аппарата на высоковольтных плазменных вентилях, которая содержит следующие элементы: инвертор, трансформатор, выпрямитель. Одними из главных критериев эффективности СПТ являются ее тепло- и массоэнергетические характеристики.

Особенностью плазменной СПТ является то, что в инверторе используются «токовые» вентили — сеточные ключевые элементы, разработанные на интегральные токи до 450–500 А, а в выпрямителе — высоковольтные термоэмиссионные диоды, являющиеся вентилями «напряжения», разработанные на напряжение 1 500–2 500 В. Таким образом, в инверторной части при электрической мощности СПТ 100–200 кВт ключевые элементы коммутируются параллельно по току, а в выпрямительной части — высоковольтные диоды коммутируются последовательно по напряжению. С учетом этих особенностей построения высокотемпературной плазменной СПТ были проведены расчеты ее теплоэнергетических и массоэнергетических характеристик.

В результате были получены зависимости количества вентиляей от рабочей температуры, напряжения и мощности СПТ. Определены температурные режимы, оптимальные диапазоны напряжений, удельные массы СПТ с учетом электрической мощности, рабочего напряжения, тока и удельных масс элементов СПТ.

## ПЕРСПЕКТИВНЫЙ ОБЛИК ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ

**Ф.А. Баучкин**

**fedorb2006@rambler.ru**

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Высока вероятность, что в ближайшее время космическая отрасль будет нуждаться в бортовых энергетических установках повышенной мощности для самых различных целей. Эту потребность в данном сегменте может удовлетворить определенный класс термоэмиссионных ядерных энергетических установок, обладающих следующими особенностями:

- компактность;
- повышенные значения вырабатываемой мощности и КПД по сравнению с установками прошлого поколения;
- высокое значение верхней температуры термодинамического цикла (до 2 500 К);
- критические условия работы конструкционных материалов и, как следствие, малый ресурс.

В докладе предлагается комплекс технических решений, которые позволят оформить перспективный облик таких установок, проводится анализ и выбор конструкци-

онных материалов, способных обеспечить работоспособность и требуемые выходные параметры при повышенных температурах электродов.

В частности, предлагается вынесенная схема расположения термоэмиссионного преобразователя (ТЭП) относительно активной зоны реактора для обеспечения изотермичности преобразователя, что влечет за собой невозможность воплощения многоэлементной гирляндной схемы компоновки ЭГК. Как следствие, предлагается перспективная одноканальная многоэлементная схема компоновки ЭГК, учитывающая недостатки как одноэлементного, так и многоэлементного гирляндного ЭГК. Помимо этого, в силу конструктивных особенностей ЭГК, вынесенных из активной зоны, предлагается схема термоэмиссионной электрогенерирующей сборки с внешним размещением ядерного топлива, которая обеспечивает простоту конструкции и принцип модульного построения активной зоны. В преобразователе предлагается реализовать бесстолкновительный режим с поверхностной ионизацией, или кнудсенсовский, как наиболее перспективный и энергоэффективный при повышенных температурах электродов.

### **ОБ ОСОБЕННОСТЯХ РАБОТЫ СОСТАВНОГО ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО КОЛЛЕКТОРА В ТЭП ПРИ ПОНИЖЕННЫХ ДАВЛЕНИЯХ ЦЕЗИЯ**

**М.С. Яшин, В.В. Онуфриев**

**myashin3009@gmail.com**

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

В условиях, когда не требуется длительный ресурс работы термоэмиссионного преобразователя (ТЭП), целесообразным становится применение высокотемпературных режимов с пониженным давлением паров цезия. Исследования работы высокотемпературных ТЭП показали, что с увеличением температуры эмиттера происходит непрерывное увеличение максимально достижимой выходной мощности. Однако с точки зрения теплового состояния энергетического модуля и его массовых характеристик интерес представляют и режимы работы ТЭП с высокой температурой коллектора. В таких условиях уменьшение степени покрытия цезием поверхности коллектора существенно сказывается на величине работы выхода коллектора и, как следствие, приводит к существенному изменению параметров плазмы в приколлекторной области. Важным аспектом при поиске путей повышения эффективности ТЭП является исследование влияния неравномерности распределения работы выхода по поверхности коллектора на распределение параметров плазмы в преобразователе. Причиной этому служит образование на поверхности составного коллектора так называемого «поля пятен». В условиях плазмы термоэмиссионного преобразователя комбинация потенциального поля в межэлектродном зазоре и «поля пятен» на поверхности коллектора может приводить к разделению функций работы электрода между областями с различными работами выхода. В работе рассмотрена математическая модель высокотемпературного ТЭП с составным коллектором, работающим при пониженном давлении цезия, и произведено численное решение системы дифференциальных уравнений, описывающих состояние плазмы в межэлектродном зазоре преобразователя. На основании полученных теоретических результатов предпринята попытка сделать предположения о качественных процессах, происходящих в ТЭП с составным коллектором.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕГРАДАЦИИ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ В ГРАФИЧЕСКОЙ СРЕДЕ SIMULINK

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 способом 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, основанной на эквивалентной схеме солнечного элемента, и реализации ее в графической среде имитационного моделирования Simulink.

Модель позволяет исследовать влияние затенения отдельных солнечных элементов, деградации освещенности, изменения температуры на работу солнечных батарей, выполненных из различных материалов с учетом технологических факторов. Выходными характеристиками модели являются основные электрические параметры солнечной батареи: ток короткого замыкания, напряжение холостого хода, вольт-амперная и вольт-ваттная характеристики, коэффициент заполнения, электрическая мощность и КПД. Для верификации модели используются параметры солнечных батарей, публикуемые производителями.

Благодаря выбору входных характеристик модель обладает достаточной для практического применения в инженерных расчетах продуктивностью: исходные данные можно легко измерить, подсчитать или найти в информации производителей. А вследствие реализации модели в графической среде Simulink, она обладает наглядностью и удобством в использовании.

Реализованная модель может служить основой для проведения практического исследования солнечных батарей и обработки результатов.

## ТЕРМОЭМИССИОННЫЙ МЕТОД ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИН ГАЗОТУРБИНЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.В. Колычев, В.А. Керножицкий

migom@mail.ru, vakern@mail.ru

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

В настоящее время в РФ ведется разработка транспортно-энергетического модуля на основе ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса с газотурбинным преобразователем (ГП) тепловой энергии в электрическую энергию. В ряде стран ведутся аналогичные разработки.

Одной из основных проблем разработки и создания КЛА с ГП является обеспечение длительного ресурса турбины ГП и ее элементов, например, лопаток турбин (ЛТ).

В БГТУ предложен новый метод охлаждения лопаток турбин на основе явления термоэлектронной эмиссии — испускания электронов нагретым металлом. Новизна термоэмиссионного метода охлаждения (ТЭМО) ЛТ подтверждена патентом на полезную модель, а также решениями о выдаче двух патентов на изобретения.

Суть метода заключается в том, что с поверхности нагретых до высоких температур ЛТ с нанесенным на их поверхность эмиссионным слоем из материала с низкой работой выхода с их поверхности начинают выходить электроны, забирая с собой большое количество тепла (1,5–6,0 МВт/м<sup>2</sup>), тем самым снижая температуру этих лопаток. Данное тепло электроны переносят в потребитель электрической энергии, где тратят его на совершение полезной работы, увеличивая суммарный КПД. А после потребителя «остывшие» электроны возвращаются на ЛТ. Таким образом, при реализации ТЭМО ЛТ происходит интенсивное охлаждение лопаток турбин электронами эмиссии и одновременно генерируется дополнительная электрическая энергия, которая является частью тепловой энергии нагрева ЛТ, унесенной электронами эмиссии. Одновременно высокая чувствительность явления термоэлектронной эмиссии к величине температуры поверхности приводит к тому, что появляется возможность обеспечить выравнивание температур по конструкции турбины, снизив тем самым температурные напряжения как в процессе штатного функционирования, так и на этапе старта и останова ГП. Измеряя электротехнические параметры, пропорциональные количеству электронов эмиссии, появляется возможность получения дополнительной информации о тепловом состоянии элементов ГП.

То есть, применяя ТЭМО ЛТ ГП, повышается КПД, надежность и долговечность ГП и КЛА с длительным сроком активного существования в целом.

## АНАЛИЗ ОСНОВНЫХ ТЕНДЕНЦИЙ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГЕТИКИ

**В.В. Леонов**

**lv-05@mail.ru**

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Первый технически обоснованный проект космической солнечной электростанции, оснащённой системой беспроводной передачи сгенерированной электроэнергии на наземные приёмные устройства, был предложен П. Глейзером ещё в 1968 году. И хотя реализация такого фантастического проекта потребовала бы в то время огромных затрат, многие космические державы восприняли его с энтузиазмом, т.к. создание такой системы может кардинально поменять лицо мировой энергетики, делая её независимой от любого вида топлива.

К сожалению, к настоящему моменту ни один из предложенных и проработанных за последние почти полвека проектов так и не был реализован, т.к. даже на современном уровне развития науки и техники это приведёт к значительным финансовым затратам. Но с каждым новым прорывом в области создания новых материалов, систем преобразования и передачи энергии, с новым шагом в развитии и удешевлении космических транспортных систем появляются новые или модернизируются и развиваются старые проекты, которые становятся всё более экономически эффективными и «реальными» с точки зрения реализуемости.

Работы в рассматриваемом направлении, в том числе с созданием уменьшенных прототипов как отдельных систем, так и целых установок, проводятся как отдельными учёными или энтузиастами, так и крупными университетами, научными центрами, частными и государственными компаниями в США, Канаде, Японии, ЕС, Китае, Индии и России. В данной работе представлен анализ основных тенденций, наметившихся в последние годы, и связанных с ними проектов в области проектирования космических солнечных энергоустановок, систем сбора, концентрации, преобразования солнечной энергии и последующей её передачи как на Землю, так и на другие космические аппараты.



## ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ВЫБОРА ТИПА И ПАРАМЕТРОВ ПРИЕМНИКА–ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ЭНЕРГИИ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ В ЭЛЕКТРИЧЕСКУЮ ЭНЕРГИЮ

А.С. Коноплев, А.П. Смахтин

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Использование лазерного излучения для беспроводной передачи энергии имеет хорошие перспективы при решении задач космической энергетики. В состав системы беспроводной передачи энергии входят блок излучателя, фокусирующая система и приемник-преобразователь энергии лазерного излучения в электрическую энергию. Очевидно, что состав лазерной системы передачи энергии и параметры отдельных подсистем должны выбираться на основе системного анализа проекта лазерной передачи энергии.

Как известно, в настоящее время для прямого преобразования солнечного излучения в электрическую энергию постоянного тока широко используются полупроводниковые фотоэлектрические преобразователи (ФЭП). При облучении ФЭП монохроматическим излучением. При условии  $h\nu \geq \Delta E$ , где  $h\nu$  — энергия кванта излучения,  $\Delta E$  — ширина запрещенной зоны полупроводника ФЭП. Наивысшая эффективность ФЭП соответствует условию  $h\nu = \Delta E$  при превышении величины  $h\nu$  над  $\Delta E$  на величину порядка нескольких процентов от  $\Delta E$ . Из-за существования обратного тока, вызванного потоком электронов, переходящих через потенциальный барьер (контактную разность потенциалов), в соответствии с распределением Больцмана происходит снижение КПД ФЭП. Этим объясняется снижение КПД ФЭП при увеличении его температуры и повышение КПД ФЭП при переходе к полупроводникам с более широкой запрещенной зоной  $\Delta E$ . При этом, естественно, оптимальная частота излучения  $\nu$  повышается пропорционально росту величины  $\Delta E$ . Оценки показывают, что для ФЭП на основе кремния  $\lambda_{\text{опт.}} = 1,11$  мкм при  $\Delta E = 1,12$  эВ. КПД ФЭП в этом случае равен 50–55 %. Для ФЭП на основе арсенида галлия  $\lambda_{\text{опт.}} = 0,87$  мкм при  $\Delta E = 1,43$  эВ. КПД ФЭП в этом случае равен 55–60 %. Наиболее эффективными по КПД и выходной мощности излучателями с длиной волны порядка 1 мкм на сегодняшний день являются волоконные лазеры.

Анализ расчетных параметров ФЭП при монохроматическом облучении показал, что КПД ФЭП растет с ростом ширины запрещенной зоны  $\Delta E$ , так как обратный ток через потенциальный барьер уменьшается. Как следствие, необходимо переходить на полупроводники с большим значением  $\Delta E$ , что требует использования более коротких длин волн. Выбор типа полупроводника с высоким значением  $\Delta E$  ограничен параметрами современных лазеров, а именно — выходной мощностью при определенной длине волны излучения.

Однако в начале 1970-х годов появились разработки наноантенн на основе нанотрубок, принцип работы которых аналогичен обычным металлическим антеннам. В исследованиях наноантенн показано, что высокая эффективность наноантенн порядка 50% и более возникает при условии  $\lambda$  порядка 10 мкм. Это обстоятельство позволяет рассматривать  $\text{CO}_2$  лазеры, обладающие длиной волны излучения  $\lambda_{\text{опт.}} = 10,6$  мкм, наиболее высоким значением выходной мощности до нескольких десятков кВт в непрерывном режиме при КПД более 10 %, в качестве перспективного типа лазера в проектах систем лазерной передачи энергии. Кроме того, в отличие от полупроводниковых ФЭП, в которых для согласования параметров ФЭП с длиной волны излучения  $\lambda_{\text{опт.}}$  необходимо создавать новый полупроводник с измененной величиной  $\Delta E$  за счет легирования полупроводника, для согласования параметров наноантенны с длиной волны облучения необходимо изменить длину нанотрубок, что значительно проще, чем легирование полупроводников. Таким образом, появляется возможность эффективного использования  $\text{CO}_2$ -лазеров в системах лазерной передачи энергии.

### **МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ФОТОГЕНЕРИРУЮЩЕЙ ЧАСТИ ПРИЁМНИКА ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ДЛЯ БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ В КОСМОСЕ**

**О.В. Заяц**

РКК «Энергия», г. Королёв

Целью работы является разработка принципов создания фотоэлектрического приёмника-преобразователя (ФПП) лазерного излучения (ЛИ) для беспроводной передачи энергии (БПЭ) в космосе. К сожалению, на сегодняшний день эта часть системы является одной из самых непроработанных и обладает сравнительно низким КПД.

Принцип работы ФПП аналогичен принципу работы обычной солнечной батареи. Но по сравнению с солнечной батареей ФПП имеет несколько преимуществ. Основным преимуществом является значительно более широкий диапазон плотностей мощности (в солнечных батареях плотность мощности ограничена плотностью мощности солнечного излучения). Диапазон плотностей мощности в системах БПЭ ограничивается только возможностями лазеров. Научный прогресс в области лазерных источников сейчас стремительно развивается в связи с многочисленными областями применения этих устройств.

Наряду с преимуществами ФПП имеет ряд недостатков. При облучении поверхности ФПП лазерным лучом во избежание потерь лазерной мощности всё лазерное излучение должно находиться на поверхности ФПП.

Для исследования особенностей ФПП при преобразовании лазерного луча круглого сечения было создано два модуля ФПП. Были исследованы их характеристики. КПД модуля по сравнению с КПД отдельных элементов, из которых были сделаны модули, существенно снижается. Были выявлены причины снижения КПД:

- неравномерность плотности мощности лазерного излучения в лазерном луче;
- комбинация схемы коммутации и неравномерности освещённости поверхности ФПП;
- частичная освещённость отдельных ФЭП;
- неоптимальное соотношение размера ФЭП и диаметра пятна лазерного излучения;
- наличие технологических зазоров между ФЭП в модуле ФПП.

Для исследования влияния соотношения размера ФЭП и диаметра пятна лазерного излучения была разработана математическая модель. Модель позволяет для заданного диаметра пятна лазерного излучения и зазоров между ФЭП определять оптимальный размер ФЭП по критерию максимальной выходной мощности.

### **ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫЙ МАТРИЧНЫЙ ПРИЕМНИК–ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ДЛЯ БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ ЛАЗЕРНЫМ ИЗЛУЧЕНИЕМ**

**А.Е. Разуваев**

РКК «Энергия», г. Королёв

Целью данной работы является создание оптимизированной конструкционной и коммутационной схемы фотоэлектрического приемника-преобразователя (ФПП) лазерного излучения в системе беспроводной передачи энергии.

Основа приемника — полупроводниковые фотоэлектрические преобразователи (ФЭП), аналогичные элементам, используемым в солнечных батареях. Однако прием энергии лазерного излучения в сравнении с приемом солнечного излучения имеет свои особенности, а именно — высокие плотности излучения, в сотни раз превышающие солнечные, а также неравномерность засветки поверхности.

Для приема высоких плотностей лазерного излучения создаются специальные концентраторные ФЭП, имеющие меньший размер нежели солнечные элементы и при этом обладающие высокопроизводительной контактной сеткой.

Суть коммутации ФЭП в приемнике состоит в том, чтобы поднять напряжение на единичном ФЭП, составляющее не более 1 В, до значений, приемлемых для зарядки аккумуляторных батарей (4 В, 8 В и др.: зависит от конечного потребителя электроэнергии).

Традиционные схемы коммутации ФЭП для приема неравномерного излучения не годятся, т. к. при последовательном соединении наименее засвеченный ФЭП ограничивает по значению силы тока всю цепочку. В связи с этим разработана матричная параллельно-последовательная схема соединения ФЭП в приемнике, лишенная недостатков традиционной схемы и рассчитанная на неравномерную засветку пучком лазерного излучения.

Разработана математическая модель коммутации ФЭП, проведены расчеты необходимого количества ФЭП в ФПП и сделаны выводы об оптимальном соотношении размера приемника и диаметра пучка.

Разработана конструкция ФПП с креплением ФЭП на печатную плату, на которой и реализована сложная коммутационная схема ФПП. В конструкции решена проблема потерь энергии на зазорах между ФЭП. Также данная конструкция обладает определенными массогабаритными преимуществами перед традиционными способами крепления ФЭП, что положительно сказывается на ее применимости на малых космических аппаратах, а также атмосферных беспилотниках.

Создан макет высокоэффективного ФПП для экспериментальной проверки концепции матричного приемника-преобразователя, а также для проведения демонстрационного эксперимента по беспроводной передаче энергии на 1 300 м.

## **МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ХОЛОДИЛЬНИКА-ИЗЛУЧАТЕЛЯ В СИСТЕМЕ ТЕПЛОТВОДА ОТ КОСМИЧЕСКОЙ ЯДЕРНО- ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ**

**П.М. Кинаш,  
А.С. Грибков,**

**petr.kinash@rsce.ru  
alexander.gribkov@rsce.ru**

РКК «Энергия», г. Королёв

Одним из основных лимитирующих факторов в разработках космических аппаратов с ядерным источником энергии большой мощности (десятки и более киловатт) является отвод тепла в космическое пространство от энергетических установок. Массогабаритные характеристики космической ядерно-энергетической установки в значительной степени определяются массой и габаритами теплообменного оборудования системы охлаждения и прежде всего холодильника-излучателя (ХИ).

Математическое моделирование процессов, протекающих в агрегатах системы отвода теплоты, оптимизация их параметров и геометрии проточной части позволяют повысить надежность и тепловую эффективность агрегатов и улучшить их массовые характеристики.

В докладе описывается математическая модель тепловых процессов в системе теплоотвода от космической ядерно-энергетической установки с термоэмиссионным реактором-преобразователем субмегаваттной мощности с литием в системе охлаждения реактора и холодильником-излучателем на тепловых трубах, теплоносителем в которых является натрий.

Разработанная математическая модель ХИ предназначена для:

- исследования влияния различных конструктивных вариантов агрегатов на основные технические и эксплуатационные свойства ХИ;
- оптимизации конструкции агрегатов, входящих в состав ХИ;
- поиск возможных направлений развития и оптимизации конструкции ХИ и агрегатов, входящих в его состав.

### **МАССООБМЕН В ХИМИЧЕСКИХ ИСТОЧНИКАХ ТОКА С АЛЮМИНИЕМ В КАЧЕСТВЕ ЭНЕРГОНОСИТЕЛЯ И ЕГО ВЛИЯНИЕ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ И АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ**

**Н.С. Окорокова, К.В. Пушкин, А.А. Поликарпов, С.Д. Севрук, А.А. Фармаковская**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Проблема создания новых высокоэффективных автономных источников энергоснабжения на основе непосредственного преобразования химической энергии в электрическую и их использование в системах энергоснабжения, в частности на транспорте, остаётся одной из наиболее актуальных. Имеется или разрабатывается ряд химических источников тока (ХИТ), на основе которых могут быть созданы автономные энергетические установки (ЭУ). Среди них особое место занимают ХИТ с водными электролитами и алюминием в качестве энергоносителя. ХИТ системы  $O_2/Al$  применяются как основные источники энергии, а системы  $H_2O/Al$  — как генераторы водорода (в системе его связанного хранения) совместно с  $O_2/H_2$  электрохимическими генераторами [1]. В этих ХИТ расходными компонентами являются алюминий (горючее), кислород и вода (окислители). Они представляют собой механически перезаряжаемые источники многоразового действия, а ЭУ на их основе обладают высокими удельными энергетическими характеристиками и могут быть эффективно использованы в качестве резервных, аварийных или основных источников энергии.

Применение связанного хранения кислорода в виде водных растворов пероксида водорода (при их разложении генерируются кислород и вода в необходимом соотношении) делает срок хранения таких ЭУ до активации практически неограниченным. Это особенно важно в тех космических программах, когда начало активной работы установки отодвинуто от момента старта на длительный или неопределённый срок.

В авиации применение этих источников энергии перспективно для дистанционно пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА) с электрической силовой установкой. Также их можно эффективно использовать в качестве аварийных источников и для энергоснабжения наземного технологического оборудования в отсутствие электросети, а также в транспортных средствах.

Механизмы процессов в электрохимических устройствах с алюминиевым анодом и интегральное изменение состава электролита в процессе разряда применительно к ЭУ космического назначения рассмотрены в [2–3]. Наличие массообмена с окружающей средой в ЭУ наземного применения, в которых обычно предполагается, что окислителем является кислород воздуха, который поступает извне, неизбежно влияет на

свойства ХИТ. Так, зависимость потенциала газодиффузионных катодов (ГДК) от парциального давления кислорода может ограничить высоту полёта ДПЛА, а испарение с их поверхности в обтекающий поток воздуха воды из электролита неизбежно повлияет на энергомассовые характеристики. Специально проведенное экспериментально-теоретическое исследование позволило разработать адекватную методику расчёта ХИТ с алюминиевым анодом, учитывающую влияние этих факторов.

Показано, что изменение высоты полёта относительно слабо сказывается на мощности ЭУ до высот порядка 5 000 м над уровнем моря. При большей высоте влияние оказывается существенным. Таким образом, при реальной эксплуатации ДПЛА этим фактором можно пренебречь, может быть за исключением горной местности. В то же время в зависимости от температуры воздуха и его относительной влажности испарение можеткратно превосходить расход воды на электрохимические реакции. Следовательно, этот фактор является критически важным при проектировании ЭУ на основе ХИТ с алюминиевыми анодами.

#### Литература

1. Огорокова Н.С., Пушкин К.В., Севрук С.Д., Фармаковская А.А. Электрохимические энергетические установки с алюминием в качестве энергоносителя и их место в ракетно-космической и авиационной технике // Актуальные проблемы российской космонавтики. Тр. XXXVI академических чтений по космонавтике (Москва, 27–30 января 2015 г.). М.: комиссия РАН, 2015. С. 66–67.
2. Огорокова Н.С., Пушкин К.В., Севрук С.Д., Фармаковская А.А. Моделирование физико-химических процессов, протекающих при работе химических источников тока с алюминиевым анодом // Вестник Московского авиационного института, 2012, Т. 19, № 5. С. 65–71.
3. Фармаковская А.А., Удальцов В.Г. Интегральное изменение концентраций веществ в электролите в процессе работы кислородно-алюминиевого элемента / В кн.: Физико-химические процессы в электрохимических системах авиационной техники. Тематический сборник научных трудов института. М.: МАИ, 1984. С. 17–24.

## БОЛЕЕ ЭФФЕКТИВНОЕ РЕШЕНИЕ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ЗАДАЧ, ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ПЕРСПЕКТИВЫ КОНКУРИРУЮЩИХ ЭРД

**А.Ю. Купреева, С.А. Хартов, И.И. Куркин**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Всё аэрокосмическое пространство разбито на зоны стратегических интересов. Проектные исследования предусматривают множество процедур итерационных согласований характеристик подсистем, систем в составе комплекса, успешно решающих единую задачу в окружающем пространстве.

Ключевую роль обслуживания множества спутниковых систем выполняют много-разовые аппараты с ЭРД.

В этой связи главная проблема — повышение экономических показателей ЭРД, снижение сопутствующих энергетических потерь. Для традиционных схем потери ~ 20 % от мощности двигателя.

В современных электроракетных двигателях предполагаются две тенденции развития: в сторону увеличения мощности (СПД – ТСД – VX-200) и в сторону увеличения энергетической экономичности двигателей (СПД – ПИД – РИД).

В зоне сферы действия Земли предпочтение отдается электроракетным двигателям мощностью до 50 кВт.

За счет снижения сопутствующих потерь в каждом двигателе устанавливается свое характерное перераспределение энергетических потоков.

В итоге в двигателе изменяется свое конкурирующее соотношение между тягой и удельной тягой. Соответственно, это приводит к изменению качества решения задач, в частности, к увеличению массы полезного груза (но с увеличением времени полета).

С разным процентом повышения качества рабочих процессов (ионизации, ускорения и нейтрализации) представлены пересекающиеся приоритеты. СПД по сравнению с ПИД.

### **БОЛЕЕ ОПЕРАТИВНОЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ БЛИЖНЕГО И ДАЛЬНОГО КОСМОСА, ЭНЕРГОСИЛОВАЯ МОДИФИКАЦИЯ ЯДЕРНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

**И.И. Куркин, Е.В. Зеленова**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Демонстрация перспектив — Ядерный многоразовый комплекс — позволит решить многоплановые задачи: создание баз станций на геостационарной орбите, развертывание, обслуживание, замену совокупности спутниковых систем; освоение лунной базы; формирование базы станции (около сферы действия Земли) искусственного спутника Солнца; освоение ресурсов астероидного пояса и на этой базе колонизацию околосолнечного пространства.

Базовые основы демонстрации перспектив. Выполненные НИОКР позволили успешно спроектировать ЯРД тягой 40 и 400 кН (КБХА, НИИТП, ИАЭ), а также предложить технологии ЯРД, которые наряду с двигательными импульсами могут выработать электроэнергию мощностью порядка мегаватта. Аналогические разработки проведены в США — Программа Rjver-Nerva.

Для решения различных задач (в новых условиях) в структуре двигательной установки предусмотрены соответствующие проектные модификации. Принципиальной особенностью выбранной схемы двухконтурной установки является работа в двух режимах: режиме энергоустановки и режиме ракетного двигателя.

Петлевой канал реактора предусматривает многофункциональную модификацию. Теплоподвод: внутренние каналы тепловыделяющих сборок для организации маршевых режимов. Внешние омывающие зазоры для работы в энергетическом режиме. Предусмотрено дополнительное рабочее тело гелий-ксенон.

Теплоотвод за счет переохлажденного водорода или (и) дополнительных, раскладываемых панелей излучателей.

## **НОВЫЕ ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ В ЭНЕРГОУСТАНОВКАХ И ТЕХНОСИСТЕМАХ НАЗЕМНОГО, ВОЗДУШНОГО, АЭРОКОСМИЧЕСКОГО И КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ**

**В.А. Алтунин, К.В. Алтунин, В.П. Демиденко<sup>1</sup>, Е.Н. Платонов,  
Ю.С. Коханова, А.А. Терентьев, М.Л. Яновская<sup>2</sup>**

**altspacevi@yahoo.com**

КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, г. Казань

<sup>1</sup>МВАА, г. Санкт-Петербург;

<sup>2</sup>ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва,

Известно, что электростатические поля широко используются в авиационной и космической технике: при создании космических электроракетных двигателей, при электро-распыле горючих — в экстренных ситуациях, при удалении пузырей и пены в баках и на сеточных фильтрах космических летательных аппаратов, при озонировании воздуха и т. д.

Экспериментальные исследования показали, что электростатические поля оказывают эффективное влияние на: интенсификацию теплоотдачи к жидким и газообразным углеводородным горючим и охладителям, к смазочным маслам; предотвращение осадкообразования на нагреваемых деталях топливно-охлаждающих и смазывающих систем; уничтожение термоакустических автоколебаний в нагреваемых каналах рубашек охлаждения с жидким углеводородным горючим (охладителем); уменьшение и удаление тепловых псевдовилей при критических и сверхкритических давлениях в жидких углеводородных горючих охладителях. На основе результатов экспериментальных исследований электростатических полей в условиях естественной и вынужденной конвекции: а) жидких углеводородных горючих и охладителей: разработаны и запатентованы новые конструктивные схемы форсунок, каналов, фильтров, двигателей и энергоустановок одно- и многоразового использования, приборов замера и контроля вида и степени гравитации, систем защиты от тепловых ударов и лазерного оружия, систем защиты от приближающихся объектов и космического орбитального мусора, датчиков и систем контроля; б) газообразных углеводородных горючих и охладителей: разработаны и запатентованы новые конструктивные схемы двигателей и энергоустановок, рубашек охлаждения, датчиков и систем контроля; в) смазочных моторных масел: разработаны и запатентованы новые конструктивные схемы масляных форсунок, каналов, фильтров, поршневых и реактивных двигателей и энергоустановок, их систем масляного охлаждения, датчиков и систем контроля. Созданы новые методики расчёта влияния электростатических полей на тепловые процессы в углеводородных жидкостях и газах, которые необходимо учитывать при проектировании, создании и эксплуатации отечественной перспективной техники наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования.

### **БАЛАНС ЭНЕРГИИ И ПЕРЕНОС ТОКА НА ПОВЕРХНОСТИ ДУГОВОГО ТЕРМОЭМИССИОННОГО КАТОДА**

**И.П. Назаренко**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Термоэмиссионные катоды используются во многих типах электроракетных двигателей, поэтому проблема исследования условий энергообмена и переноса тока на поверхности катода продолжает оставаться актуальной.

Для определения характеристик энергообмена и переноса тока на поверхности вольфрамового катода использовалась двухслойная модель прикатодного слоя дугового разряда, горящего в аргоне при атмосферном давлении. Предполагалось, что плотность тока на поверхности катода формируется из плотности тока электронов эмиссии, движущихся в сторону от катода, и плотностей тока ионов и «обратных электронов», преодолевших барьер катодного падения потенциала, движущихся к катоду. Плотность теплового потока на поверхности катода образуется за счет переноса энергии ионами и «обратными» электронами, а также тепловым потоком, связанным с теплопроводностью тяжелых частиц. Часть этого теплового потока отводится в тело катода, а другая часть затрачивается на формирование тока эмиссии.

На основе анализа результатов решения системы дифференциальных уравнений, описывающих прикатодную область разряда, произведена оценка влияния температуры поверхности катода и температуры электронного газа вблизи катода на величину суммарной плотности теплового потока и суммарной плотности тока, а также их составляющих.

Показано, что для рассматриваемых условий плотности теплового потока, связанного с теплопроводностью тяжелых частиц, может вносить в суммарную плотность теплового потока вклад, соизмеримый с вкладом от потока ионов и «обратных» электронов.

Обнаружено, что возможна (при определенном сочетании параметров) ситуация, когда плотность тока «обратных» электронов превышает величину плотности тока эмиссии, а полная плотность тока оказывается меньше плотности тока электронов эмиссии.

### **КОРРЕКТИРУЮЩАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «МЕТЕОР-МП»**

**А.В. Хромов**

АО «Корпорация «ВНИИЭМ»

Орбитальная группировка гидрометеорологической и океанографической системы четверного поколения «Метеор-МП» состоит из четырех космических аппаратов (КА) «Метеор-МП» на круговых солнечно-синхронных орбитах высотой порядка 820 км, причем каждый КА расположен в отдельной орбитальной плоскости. Угол между орбитальными плоскостями составляет  $45^\circ$ . Корректирующая двигательная установка (КДУ) КА «Метеор-МП» предназначена для коррекции ошибок выведения, поддержания параметров орбиты КА в течение 7 лет срока активного существования (в том числе наклонения и фазового положения КА в разных орбитальных плоскостях), а также перевода КА после завершения эксплуатации на орбиту со сроком баллистического существования не более 25 лет. При этом существенным является требование по про-



ведению ежегодной коррекции поддержания параметров орбиты за время не более чем 7 суток.

В результате анализа требований к КДУ была установлена возможность применения на КА «Метеор-МП» унифицированной двигательной установки на базе стационарного плазменного двигателя СПД-100В, которая создается в АО «Корпорация «ВНИИЭМ» для КА «Метеор-М» № 3. Установлено, что при двух включениях КДУ на витке орбиты (в окрестности  $\pm 30^\circ$  восходящего и нисходящего узла) ежегодная коррекция наклона занимает 104 витка, или 7,32 сут. По всем остальным требованиям к КДУ имеется существенный проектный запас.

Двигательная установка состоит из системы коррекции орбиты (разрабатывается в ОКБ «Факел», г. Калининград), включающей в себя: два блока коррекции с СПД-100В, блоки хранения и подачи ксенона; системы питания и управления СПУ-М (разработки НПЦ «Полюс», г. Томск), блока управления нагревателями КДУ, межблочных кабелей и трубопроводов. Двигатель СПД-100В обладает тягой 83 мН и удельным импульсом 1 540 с. Система СПУ-М обеспечивает работу двигателя при мощности потребления электрической энергии не более 1 700 Вт. При заправке блока хранения ксенона 60 кг рабочего тела, КДУ должна обеспечить суммарный импульс тяги 980 кН·с.

При разработке компоновки космического аппарата «Метеор-МП» и размещении двигательных блоков с СПД-100В было принято решение применить два комплекта унифицированной КДУ, при этом один комплект обеспечивает выдачу импульса по направлению вектора орбитальной скорости (коррекция периода, фазы и утилизация КА), а второй — выдачу импульса по бинормали к орбите при коррекции наклона.

## **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

**Д.А. Каширин, Р.В. Ахметжанов, А.В. Богатый, В.В. Кожевников**

НИИ ПМЭ МАИ, г. Москва

Доклад посвящен вопросам экспериментальных исследований высокочастотного ионного двигателя малой мощности (300 Вт), созданного в Московском авиационном институте совместно с АО КБХА. Представлены основные результаты экспериментальной отработки двигателя от стендовых источников питания и от образца системы питания и управления собственной разработки.

Экспериментально исследована зависимость цены ионизации рабочего тела от его секундного расхода при постоянном токе ионного пучка. Проведено исследование влияния формы и материала газоразрядной камеры на интегральные характеристики двигателя. Исследована зависимость вкладываемой в разряд ВЧ-мощности от времени работы двигателя при поддержании постоянными тока пучка и расхода рабочего тела. Отработана процедура запуска двигателя с использованием катода-нейтрализатора и исследовано влияние катода-нейтрализатора на работу двигателя и его системы питания и управления.

По итогам экспериментальных исследований разработаны рекомендации для оптимизации основных рабочих характеристик двигателя.

### **ИССЛЕДОВАНИЕ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ, ИСПОЛЬЗУЮЩЕГО АТМОСФЕРНЫЕ ГАЗЫ В КАЧЕСТВЕ РАБОЧЕГО ТЕЛА**

**М.О. Суворов, С.А. Хартов**

**k208@mai.ru**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В последнее время появился интерес к использованию малогабаритных космических аппаратов, расположенных на низкой опорной орбите, расположенной между 200 и 250 км над поверхностью Земли. Учитывая, что с увеличением высоты над Землей плотность атмосферы снижается, аппарат испытывает значительное аэродинамическое сопротивление. Двигательная установка спутника должна непрерывно работать, поддерживая заданную высоту орбиты. При этом время жизни аппарата ограничено запасом рабочего тела, большой объем которого приводит к уменьшению полезной нагрузки спутника. Накладываемые ограничения делают невозможным использование обычных ЭРД двигателей на спутниках малой массы.

Решить эту проблему можно, используя остаточную атмосферу в качестве рабочего тела для электроракетного двигателя. Перспектива создания такого двигателя дает возможность вообще отказаться от всей системы хранения и подачи рабочего вещества, которая составляет существенную часть современных электроракетных двигательных установок.

Для исследования проблемы был спроектирован и изготовлен высокочастотный ионный двигатель (ВЧИД) с рабочим диаметром 150 мм. Была проведена серия экспериментов с целью определения базовых характеристик двигателя, а также расчета оптимальных режимов работы на стандартном рабочем теле — ксеноне. Итоговые результаты соответствуют результатам, полученным Гиссенским университетом ФРГ в 1990-е годы на моделях ВЧИД аналогичной конструктивной схемы.

В дальнейшем предполагается проведение экспериментов, направленных 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 с концентрациями  $n \approx 10^{17} \div 10^{18} \text{ м}^{-3}$ , в соответствии с эмпирической моделью атмосферы NRLMSISE-00.

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).

### **ИССЛЕДОВАНИЕ ЛОКАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПЛАЗМЫ В РАЗРЯДНОЙ КАМЕРЕ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ МОЩНОСТИ**

**В.В. Кожевников, С.А. Хартов, И.А. Черный** **k208@mai.ru**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Целью современных исследований при разработке новых высокочастотных ионных двигателей (ВЧИД) является понимание процессов поглощения энергии плазмой из высокочастотно электрического поля, созданного индуктором. Конфигурация скин-слоя — области плазмы, в которой осуществляется процесс поглощения энергии плаз-

мой — представляет исследовательский интерес. Толщина скин-слоя  $\delta$  определяет глубину проникновения электромагнитной волны в плазму, толщина  $\delta$  уменьшается при увеличении концентрации электронов плазмы  $n_e$ . Также при увеличении концентрации электронов плазмы  $n_e$ , в скин-слое растет эффективность поглощения энергии.

Пониманию процессов в ВЧИД способствует исследование распределений локальных параметров в плазме двигателя многоэлектродными зондами Ленгмюра. Экспериментальные исследования конфигурации параметров плазмы в ВЧИД проводились учеными из Гисенского университета (Германия) в 1980-х годах прошлого века. Данные, собранные ими, были получены для ртутной плазмы в ВЧИД диаметром 100 мм. Обобщенные выводы их исследований заключались в следующем:

- напряженность азимутального электрического поля  $E$  максимальна на стенке газоразрядной камеры (ГРК) и спадает до нуля на оси;
- температура электронов  $T_e$  максимальна на стенке ГРК и спадает к оси;
- плотность плазмы максимальна на оси ГРК и минимальна на стенке.

Задачей настоящего исследования являлось подтверждение выводов, ранее сделанных с использованием современных методов измерения локальных параметров плазмы. Исследования проводились на ВЧИД, использующий ксенон в качестве рабочего тела, с диаметром выходного пучка 80 мм. ГРК двигателя представляет собой полусферу из смеси окиси алюминия и нитрида кремния с отверстиями в стенке для ввода зонда. Представлена методика измерений распределений электронной температуры  $T_e$  и концентрации электронов  $n_e$  в плазме ГРК. Представляются результаты исследований распределений локальных параметров плазмы многоэлектродными зондами Ленгмюра.

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 ВЫСОКОЧАСТОТНОГО КАТОДА-НЕЙТРАЛИЗАТОРА

С.А. Хартов, П.Е. Смирнов

paulsmyt93@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В настоящее время конструкция большинства электроракетных двигателей (ЭРД) предполагает использование инертных газов в качестве рабочего тела. Среди них наиболее предпочтительным является ксенон благодаря своей низкой энергии ионизации. Ксенон — редкий газ, и стоимость его производства достаточно высока, а с учётом обеспечения требований по его чистоте для эффективной работы эмиттеров катодов стоимость «заправки» космического летательного аппарата значительно возрастает.

В последние годы обсуждается идея создания ЭРД, работающих на газах верхних слоев атмосферы Земли и других планет Солнечной системы, т. е. создания двигателей «прямоточной» схемы. Одна из проблем этой схемы — 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.

В работе были проанализированы существующие и альтернативные схемы катодов-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).

### **МОЩНЫЕ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ С ГАЗОТУРБИНЫМ ПРЕОБРАЗОВАНИЕМ ЭНЕРГИИ ПО ЗАМКНУТОМУ ЦИКЛУ БРАЙТОНА И ОСОБЕННОСТИ ИХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ**

**Д.И. Андрианов, Л.Э. Захаренков, А.В. Каревский,  
А.В. Попов, С.А. Попов, А.В. Семёнкин,  
А.Е. Солодухин, Д.Н. Терехов, С.Ю. Штонда**

**[kerc@elnet.msk.ru](mailto:kerc@elnet.msk.ru); [kerc@comcor.ru](mailto:kerc@comcor.ru)**

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»

Работы над различными проектами космических аппаратов, использующих мощные энергодвигательные установки (ЭДУ), ведутся с самых первых этапов практического освоения космического пространства, и с течением времени потребность в таких установках становится всё более актуальной. Это связано с тем, что происходит рост энергопотребления и массы космических аппаратов, увеличивается объем исследований как в ближнем, так и в дальнем космосе, разрабатываются новые проекты, для успешной реализации которых требуются мощные энергоустановки от сотен киловатт до десятков мегаватт. С их помощью возможно решение большого числа транспортных, транспортно-энергетических и энергетических задач в интересах экономики, науки и обеспечения глобальной безопасности.

Создание таких ЭДУ является чрезвычайно сложной задачей и требует всесторонней отработки как отдельных элементов установки, так и совместных испытаний различных систем на наземных стендах, а также в космическом пространстве при проведении летных испытаний.

Доклад посвящен рассмотрению одной из перспективных ядерных энергодвигательных установок (ЯЭДУ) космического назначения большой мощности с замкнутой газотурбинными установками (ЗГТУ) преобразования энергии по циклу Брайтона и стендовой базы для их отработки. Рассказывается про актуальные в настоящее время разработки, ведущиеся в мире в области мощных ЯЭДУ с ЗГТУ, дается общая информация об их основных системах, особенностях экспериментальной отработки и требованиях к составу стендовой базы для наземных безъядерных испытаний. Приводятся данные по существующей в мире стендовой базе для ЗГТУ, её составу и требованиям, предъявляемым к стендовым системам.

## МЕГАВАТТНЫЙ БЕЗЭЛЕКТРОДНЫЙ ПЛАЗМЕННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ – НОВОЕ НАПРАВЛЕНИЕ В РОССИЙСКОЙ КОСМОНАВИКЕ

**В.М. Мельников,  
К.С. Ёлкин, А.В. Русаков, И.Н. Матюшенко**

**melnikov45@tsniimash.ru**

ФГУП ЦНИИмаш, г. Королёв

Исследование и освоение космического пространства, масштабное изучение планет и тел солнечной системы, в том числе расширение функциональных возможностей космических средств на околоземных орбитах, требуют качественного повышения эффективности транспортных двигательных систем. Для целей коррекции орбиты и ориентации современных КА относительно центра масс достаточна размерность двигателя по мощности от 300 Вт до 4 кВт. Имеются проекты на мощность 25 кВт, 50 кВт. Однако для будущих транспортных буксиров мощностью порядка мегаватта сегодняшние разработки традиционных плазменных двигателей недостаточны по размерности. Набор требуемой мощности большим количеством малых двигателей нецелесообразен. Во-первых, эффективность большой электрической машины выше, чем малой; во-вторых, каждый малый двигатель имеет достаточно сложные системы подачи рабочего тела и подвода электроэнергии для обеспечения собственных систем (анодного тока, катода-компенсатора, магнитной системы и проч., до 7 систем). Тиражирование таких систем нецелесообразно. По этим причинам встаёт проблема создания двигателей на мощность порядка мегаватта. Увеличение мощности единичного модуля приводит к эффективному повышению компактности двигательной установки. В традиционных схемах плазменных двигателей принципиальное ограничение их ресурса и эффективности связано в основном с электродными процессами и прямым контактом плазмы со стенками двигателя. В этом аспекте разработка безэлектродных схем с магнитным полем, препятствующем прямому контакту плазмы со стенками двигателя, представляет актуальнейшую проблему, в особенности для систем большой мощности. Национальный Исследовательский Центр «Курчатовский институт» [1] выходит с предложением создать такой инновационный двигатель на базе многолетних исследований по термоядерному синтезу и физике горячей плазмы и использующий схему с магнитной изоляцией плазменного потока и высокочастотным, безэлектродным методом введения энергии в плазму. Схема универсальна по отношению рабочему телу и значительно эффективнее традиционных схем плазменных двигателей в применении к энергоустановкам мегаваттного уровня. В США был создан и испытан на Земле по программе Vasimr в 2011 г. новый плазменный двигатель VX-200 на аргоне мощностью 200 кВт со сверхпроводящим магнитом и полупроводниковыми радиочастотными генераторами для отдельного нагрева за счёт циклотронного резонанса электронной и ионной компонент плазмы [2]. Его испытания на МКС планируются в 2016 г. Аналогичный двигатель наилучшим образом сочетается с ядерно-энергетической установкой. Необходима интенсификация создания таких двигателей в нашей стране, которое будет способствовать паритету в столь важном направлении космической техники.

### Литература

1. Кулыгин В., Ёлкин К., Мельников В., Жильцов В. На мощной тяге – к паритету. Российский космос. №12, 2013, С.41–43.
2. Jared P. Squire, Chris S. Olsen et al. «VASIMR VX – 200 Operation at 200kW and Plume Measurements: Future Plans and an ISS EP Test Platform», The 32nd International Electric Propulsion Conference (IEPC-2011-154), Wiesbaden, Germany, September 11–15, 2011.

# ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ СОЛНЕЧНОЙ НАКАЧКИ ВОЛОКОННЫХ ЛАЗЕРОВ, ФОРМИРУЕМЫХ В КОСМОСЕ ЦЕНТРОБЕЖНЫМИ СИЛАМИ, ДЛЯ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ИНФОРМАЦИОННО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ СИСТЕМ БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ

В.М. Мельников<sup>1</sup>,

[melnikov45@tsniimash.ru](mailto:melnikov45@tsniimash.ru)

В.В. Бруевич<sup>2</sup>, Д.Ю. Паращук<sup>2</sup>, Б.Н. Харлов<sup>3</sup>

<sup>1</sup>ФГУП ЦНИИмаш, г. Королёв,

<sup>2</sup>Международный Лазерный Центр и физ. фак. МГУ,

<sup>3</sup>ЗЭМ РКК «Энергия»

Системы дистанционной передачи энергии позволяют реализовать принципиально новый подход к проблеме глобального информационного и энергетического обеспечения воздушных, космических и наземных объектов [1, 2]. Наиболее перспективным и удобным способом беспроводной передачи энергии в космосе является использование лазерного излучения. С точки зрения технологии изготовления и развертывания в космосе привлекательны волоконные лазеры. Традиционно для функционирования волоконного лазера, энергию в него накачивают в виде излучения полупроводникового лазера, который в свою очередь может питаться в космосе от солнечной батареи. В такой схеме солнечный свет вначале преобразуется в электричество (с предельной эффективностью около 20 % в случае кремниевых фотоэлементов), затем обратно в свет, который поглощается в оптическом волокне и преобразуется в пучок лазерного света, доставляемого потребителю. Однако, теоретически, волоконный лазер может работать от накачки солнечным светом. В такой схеме широкий спектр солнечного излучения преобразуется в монохроматический узконаправленный пучок лазерного излучения с минимальными возможными потерями в легирующих атомах оптического волокна. Космическая энергоустановка при этом не требует солнечных батарей.

Возможности реализации и повышения эффективности именно данного способа, который обещает за счёт специально подбираемых легирующего волокна и вновь предложенного для этой задачи флюоресцирующего покрытия, поглощающего до 90 % солнечного спектра, привести к инновационной (прорывной) технологии создания новых высокоэффективных информационно-энергетических систем беспроводной передачи энергии для широкого круга перспективных прикладных задач. Общие подходы к решению проблемы можно сформулировать следующим образом: разработка оптимальных волокон, пространственная и спектральная концентрация солнечного излучения в них.

Предполагается использовать такой новый аспект, как формирование центробежными силами перпендикулярной солнечным лучам поверхности из волоконных лазеров, что исключает использование жесткого каркаса. В [3] приводится конструкция агрегата раскрытия центробежной тросовой системы, которая может служить прототипом агрегата раскрытия системы волоконных лазеров.

### Литература

1. Сигов А.С., Матюхин В.Ф. Лазерные системы для беспроводной передачи энергии // Альтернативный киловатт, 2012. № 6. - С.21–27.
2. Сысоев В.К., Пичхадзе К.М., Грешилов П.А., Верлан А.А. Солнечные космические электростанции: пути реализации. МАИ-ПРИНТ, 2013. - 160 с.
3. Райкунов Г.Г., Комков В.А., Мельников В.М., Харлов Б.Н. Центробежные бескаркасные крупногабаритные космические конструкции. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. - 447 с.



## ПРИКЛАДНАЯ НЕБЕСНАЯ МЕХАНИКА И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ

### СТРАТЕГИЯ ПОДДЕРЖАНИЯ И ВОЗМОЖНЫЕ ОКОЛОЛУННЫЕ ГАЛО-ОРБИТЫ ДЛЯ ДОЛГОВРЕМЕННОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

Ю.П. Улыбышев

yuri.ulybyshev@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв

Представлена новая стратегия долговременного поддержания космической станции на окололунной гало-орбите в окрестностях коллинеарной точки либрации  $L_2$  системы Земля-Луна с обеспечением ее постоянной видимости с Земли [1]. Решение представлено в виде последовательности задач оптимального управления для смежных полувитков. Процедура расчета использует алгоритм одноточечной пристрелки и основана на высокоточной модели движения, которая учитывает эксцентриситет лунной орбиты, притяжение Солнца и давление солнечного света на основе эфемерид JPL DE421. Используется итеративный алгоритм дифференциальной коррекции. Оптимизация основана на методе множеств псевдоимпульсов [2, 3]. Частные производные рассчитываются численным методом вдоль опорной траектории. Рассматриваются три варианта возможных квазипериодических орбит с непрерывной видимостью космической станции с Земли. Используются два типа маневров поддержания. Первый — базовая коррекция в плоскости орбитального движения Луны относительно Земли. Второй включает комбинированные маневры, которые выполняются периодически для пороговых значений вне плоскости орбитального движения Луны. Представлены результаты моделирования и сравнения для годовых интервалов.

Литература

1. Ulybyshev Y. Stationkeeping Strategy and Possible Lunar Halo Orbits for Long-Term Space Station // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, National Harbor, MR, AIAA Paper 2014-0274. 2014. 15 p.
2. Ulybyshev Y. Spacecraft Trajectory Optimization Based on Discrete Sets of Pseudo-Impulses // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. Vol. 32. N 4. 2009. pp. 1200–1217.
3. Улыбышев Ю.П. Концепция множеств псевдоимпульсов для оптимизации траекторий космических аппаратов // Полет. 2008. № 2. С. 52–60.

### ОПТИМИЗАЦИЯ ВОЗВРАТА К ЗЕМЛЕ С ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЛУНЫ

Ю.Ф. Голубев,  
Н.М. Гаврикова,  
А.Г. Тучин

golubev@keldysh.ru,  
ng062974@gmail.com,  
tag@kiam1.rssi.ru

Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова,  
Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

В качестве необходимого условия для успешной реализации пилотируемой лунной экспедиции космический аппарат (КА) должен обеспечить безопасное возвращение экипажа на Землю в штатном случае и при экстренном прерывании миссии.

В работе рассматривается задача возвращения КА к Земле с орбиты вокруг Луны. Интерес представляет траектория перелета, когда количество импульсных маневров больше одного. Преимущество такой траектории состоит в том, что суммарная величина изменений скорости, как правило, меньше, чем значение изменения скорости при использовании одного импульса.

Целью работы являлась разработка трехимпульсной схемы перехода на траекторию возврата к Земле с орбиты искусственного спутника Луны. Траектория возврата определяется вектором асимптотической скорости. Импульсные маневры выполняют две задачи — изменяют геометрию орбиты в плоскости и плоскость орбиты. Изменять геометрию орбиты выгоднее, если прикладывать импульс в апсидальных точках. Во время первого маневра выполняется переход на эллиптическую орбиту, на третьем — на траекторию возврата к Земле. Оба они не изменяют плоскость орбиты.

Вопрос заключается в том, где выгоднее всего приложить импульс, чтобы получить требуемую плоскость орбиты. Для ответа на этот вопрос в рамках данной работы рассматривалось два метода, проводилась их оптимизация. В первом методе место проведения маневра по изменению плоскости считается заданным, а во втором — оно варьируется, что обуславливает получение лучших результатов. Второй метод позволяет по сравнению с первым получить до 500 м/с выигрыша по характеристической скорости. Для самой неблагоприятной ориентации начальной орбиты суммарное приращение скорости не превосходит 1300 м/с при времени перехода на траекторию возврата 2,5–3 суток.

### МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ КА С МАЛОЙ ТЯГОЙ И ГРАВИТАЦИОННЫМИ МАНЕВРАМИ

М.С. Константинов, Мин Тейн

mkonst@bk.ru, minnntheino@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В работе рассматривается вопрос оптимизации межпланетных траекторий КА с малой тягой от планеты отправления до планеты назначения при использовании одного или нескольких гравитационных маневров у промежуточных планет. Задача оптимального управления сводится к многоточечной краевой задаче с помощью принципа максимума Понтрягина. Критерием оптимизации рассматривается конечная масса КА, которая максимизируется.

Требуется определить оптимальную программу управления вектором тяги (направление тяги, продолжительность активных и пассивных участков на траектории), оптимальные условия выполнения гравитационных маневров (даты гравитационных манев-



ров, векторы гиперболических избытков скорости подлета и отлета при их выполнении), а также оптимальные условия отлета от начальной планеты (вектор гиперболического избытка скорости отлета, дата отлета) и условия подлета к планете назначения.

На первом этапе анализируется задача оптимизации траектории перелета к планете назначения с использованием гравитационных маневров и дополнительных импульсов скорости в глубоком космосе в рамках метода грависфер нулевой протяженности. Задача оптимизации перелета формулируется как задача безусловной минимизации функционала большого числа переменных, в качестве которого выступает характеристическая скорость перелета. Для решения сформулированной задачи используется метод эволюционной стратегии с адаптацией матрицы ковариаций. На втором этапе отдельно проводится оптимизация каждого из гелиоцентрических участков (планета-планета) рассматриваемого маршрута. При этом используются моменты времени выполнения гравитационных маневров и векторы гиперболических избытков скорости после гравитационных маневров, полученные на первом этапе. На третьем этапе решается многоточечная краевая задача сквозной оптимизации. При этом все необходимые условия оптимальности для гравитационных маневров удовлетворяются.

В качестве примера приводятся численные результаты расчетов для полета к Юпитеру с малой тягой и гравитационными маневрами у Венеры, Земли и Марса.

## НОВЫЙ ПОДХОД К ИЗУЧЕНИЮ КОМПЛАНАРНЫХ ИМПУЛЬСНЫХ МАНЕВРОВ

**С.А. Заборский**

**sergey.zaborsky@rsce.ru**

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв

Введение вектора скорости, сопряженного с вектором скорости переходной орбиты [1], позволяет по-новому взглянуть на проблему межорбитальных маневров и получить ранее известные и новые результаты:

- вывести уравнение Альтмана-Пистайнера [2] 8-й степени для параметра переходной орбиты;
- выразить константы для базис-вектора Лоудена [3] через параметры вектора скорости переходной орбиты и сопряженного с ним вектора скорости;
- определить физический смысл одной из констант базис-вектора Лоудена [4];
- описать геометрические свойства оптимальных компланарных двухимпульсных маневров;
- описать геометрическое свойство маневра Горнера [5] при свободном угле перелета.

Литература

1. Zaborsky S. Geometrical Characteristics of Two-Impulse Transfer Between Coplanar Elliptical Orbits // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. Vol. 38. N 5. May 2015. pp. 985–989.
2. Altman S.P., Pistiner J.S. Minimum Velocity Increment Solution for Two-Impulse Coplanar Orbital Transfer // *AIAA Journal*. Vol. 1. N 2, Feb. 1963. pp. 435–442.
3. Лоуден Д.Ф. Оптимальные траектории для космической навигации // Пер. с англ. М.: Мир, 1963. 152с.
4. Zaborsky S. Analytical Solution of Two-Impulse Transfer between Coplanar Elliptical Orbits // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. Vol. 37. N 3. May-June 2014. pp. 996–1000.
5. Horner J.M. Optimum Two-Impulse Transfer between Arbitrary Coplanar Terminals // *ARS Journal*. Vol. 32. N 1. Jan. 1962. pp. 95–96.

### **AN ACCURACY ANALYSIS OF ORBIT DETERMINATION FOR DANGEROUS ASTEROID LIKE APOPHIS USING OPTICAL MEASUREMENTS BY THE COMPLEX “NEBOSVOD”**

V.V. Ivashkin<sup>1,2</sup>, Peng Guo<sup>3</sup>

ivashkin@keldysh.ru, 869792831@qq.com

<sup>1</sup>M.V. Keldysh Institute of Applied Mathematics of RAS, Moscow;

<sup>2</sup>N.E. Bauman Moscow State Technical University, Moscow;

<sup>3</sup>Nanjing University of Science and Technology, Nanjing

Navigation accuracy characteristics of space complex “NEBOSVOD” which is being designed now by the Russian Corporation “Cometa” are presented. The complex is aimed to detect new near-Earth celestial bodies and estimate their orbit parameters to timely warn us about the Asteroid-Comet hazard. This complex includes two SC on geosynchronous orbits. Each SC will be equipped by a high-accuracy scanning telescope. Using these telescopes, identification of celestial bodies as well as determination of their angular coordinates, right ascension and declination are supposed to be performed. By these measurements, the estimation of their orbital motion parameters must be made. Navigation algorithms are developed. The Least-Squares Method is used to determine the asteroid orbit. An algorithm for determination of initial orbit is also designed on the base of the Gauss method. Algorithms for evaluation of the navigation accuracy are developed for cases of random and systematic errors in measurements. Here two methods are used, both analytical and Monte-Carlo methods.

On the base of two asteroid orbits that are close to the Apophis one, there is performed modeling the asteroid motion and its measurements, estimating its orbit parameters and evaluating the navigation accuracy. Three parts of the asteroid motion are analyzed. It is the far part with the distance to the asteroid more than 100 million km. The second part is the middle one with the distance to the asteroid from 50 million km. The third part is close to the approach to the Earth, with distance from 3.5 million km. The accuracy estimations for the asteroid’s position coordinates and velocity vector components at an evaluation position, for the asteroid’s orbit elements, for the asteroid aim vector near the Earth, for its perigee distance and perigee time are determined using several values of errors in the optical measurements and various measurements programs. Measurements by one or two SC are also analyzed. The analysis indicates that the analytical and statistical methods show close results. It is shown that the complex “NEBOSVOD” allows estimating the asteroid orbit well enough.

### **О ХАРАКТЕРИСТИКАХ ТРАЕКТОРИЙ, ВЕДУЩИХ К СОУДАРЕНИЯМ АСТЕРОИДА С ЗЕМЛЕЙ**

Л.Л. Соколов, Н.А. Петров, А.А. Васильев      lsok@astro.spbu.ru

Санкт-Петербургский госуниверситет, Санкт-Петербург

Рассматривается множество траекторий, ведущих к соударениям астероида с Землей, обусловленных резонансными возвратами. Заблаговременное нахождение и исследование таких траекторий необходимо при разработке мероприятий по предотвращению соударений. При решении этой задачи возникают серьезные вычислительные трудности, обусловленные потерей точности прогнозирования при сближениях, приводящие к практически недетерминированному движению. На примере астероида

Апофис анализируются различные характеристики областей, ведущих к соударениям, точность этих характеристик и эволюция опасных областей со временем. Рассматриваются области, свободные от соударений, в окрестностях номинальной орбиты в разные моменты времени. Анализируются различные сценарии импульсного изменения скорости астероида для предотвращения его столкновения с Землей.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (гранты 14-02-00804-а, 15-02-04340) и Санкт-Петербургского государственного университета (грант 6.37.341.2015).

## **СОВМЕСТНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ И ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ**

**А.В. Иванюхин, В.Г. Петухов, Сан Вук Ву**      **vgpetukhov@gmail.com**

НИИ ПМЭ МАИ, Москва

Рассматривается задача совместной оптимизации траектории КА с маршевой электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) и основных проектных параметров КА. Эта задача является одной из основных при выборе проектного облика космического аппарата и при обосновании характеристик вновь разрабатываемых электроракетных двигателей для перспективных космических аппаратов. С практической точки зрения рассматриваемая задача совместной оптимизации является естественным обобщением задачи минимизации затрат рабочего тела ЭРДУ и задачи минимизации тяги, которая обеспечивает минимальную массу ЭРДУ и системы ее электроснабжения.

Хорошо известно, что для каждой космической транспортной операции существует оптимальное значение удельного импульса ЭРДУ, при котором имеет место минимум суммарной массы ЭРДУ, системы электроснабжения для обеспечения ее работы и рабочего тела. Легко показать, что существует также оптимальное значение тяги (или электрической мощности ЭРДУ), связанное с ростом требуемой характеристической скорости перелета при уменьшении тяги ЭРДУ. Очевидно, что найти оптимальные значения удельного импульса, тяги и мощности маршевой ЭРДУ можно только в процессе совместной оптимизации траектории и проектных параметров КА.

Для проведения оптимизации используется простая проектная модель КА с маршевой ЭРДУ и принцип максимума Понтрягина. Рассматривается задача оптимизации межпланетного перелета за фиксированное время. Выводятся необходимые условия оптимальности по мощности и тяге ЭРДУ, в результате задача совместной оптимизации траектории и проектных параметров сводится к краевой задаче принципа максимума с двумя дополнительными краевыми условиями и двумя дополнительными неизвестными параметрами — мощностью и тягой ЭРДУ.

Предлагается метод решения рассматриваемой задачи, основанный на последовательном решении задач оптимизации траектории космического аппарата с идеально-регулируемым двигателем и дальнейшем непрерывном продолжении этой задачи в задачу совместной оптимизации траектории с переключениями тяги и значений тяги и мощности (а следовательно, и удельного импульса тяги). Приводятся численные примеры совместной оптимизации траекторий, тяги и удельного импульса ЭРДУ для межпланетных космических аппаратов.

### МЕТОД ОЦЕНКИ ТОЧНОСТИ ПРИВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА К ПЛАНЕТЕ

А.С. Гаммал, А.Г. Тучин

gammal@yandex.ru, tag@kiam1.rssi.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва

Рассматривается баллистическая задача перелёта к планете. Выведение на траекторию перелёта, которое выполняют ракета-носитель и разгонный блок, осуществляется с погрешностями, что приводит к ошибкам приведения КА к планете-цели. Для уменьшения ошибок приведения выполняются коррекции траектории полёта КА. Однако коррекции выполняются тоже с погрешностями, которые обусловлены как навигационными ошибками, так и ошибками исполнения импульсов коррекций. В докладе представлено описание метода, который позволяет оценить точность приведения КА к планете и затраты характеристической скорости по заданной схеме проведения коррекций, а также модели ошибок исполнения и модели навигационных ошибок.

Оценку точности приведения к планете выполняют путём численного моделирования движения центра масс КА. Учёт каждого случайного фактора сводится к моделированию некоторого количества реализаций соответствующего случайного процесса. При увеличении количества таких случайных факторов, учитываемых при моделировании, количество реализаций траекторий, которые необходимо обработать, растёт со скоростью геометрической прогрессии. Это, в свою очередь, ведёт к большому, часто недопустимым затратам времени моделирования. Таким образом, неизбежно приходится использовать различные подходы для сокращения количества анализируемых реализаций. В докладе приводятся результаты использования одного из методов кластеризации для уменьшения количества элементов множества анализируемых реализаций траекторий КА, получаемых в процессе численного моделирования, производимого для оценки точности приведения к небесному телу. В качестве примеров рассмотрены проекты «Экзо-Марс 2018», «Венера-Д», связанный с изучением Венеры с помощью спускаемого аппарата и орбитального блока, а также проект «Бумеранг», связанный с забором и доставкой на Землю образцов вещества со спутника Марса — Фобоса.

### ТРАЕКТОРИИ ДОВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЗАДАННОЙ ПОГЛОЩЕННОЙ ДОЗОЙ РАДИАЦИИ

А.Е. Старченко

aleksandr.starchenko@phystech.edu

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королев;  
Московский физико-технический институт (государственный университет),  
г. Долгопрудный

С ростом масс КА, довыводимых на целевую орбиту с помощью двигателей малой тяги, растёт доза космической радиации, поглощенная бортовой электроникой из радиационных поясов Земли, что приводит к необходимости использования всё более дорогой радиационно-стойкой элементной базы либо к необходимости утолщать радиационную защиту аппарата и снижать массу полезной нагрузки. Таким образом, для повышения эффективности довыведения новых космических аппаратов необходимы новые методы снижения радиационной нагрузки на КА.

Одним из возможных методов снижения поглощённой дозы радиации является способ снижения дозы радиации путём выбора специальной траектории довыведе-

ния. Формально идею этого метода можно сформулировать как введение в классическую задачу быстрогодействия дополнительного уравнения для дозы радиации и краевого условия на дозу на правом конце.

Для решения краевой задачи, получающейся в результате применения принципа максимума Понтрягина к вышеуказанной задаче оптимального управления, применяется метод продолжения по параметру. На примере довыведения КА массой 660 кг с геопереходной орбиты ( $h_a = 250$  км,  $h_p = 35\,000$  км) орбиты на геостационарную было получено снижение поглощенной дозы радиации на 8,5 % при увеличении времени перелёта всего на 0,14 %. Повышение точности применяемых численных методов, возможно, позволит снизить дозу на ещё большую величину при таком же относительно малом увеличении времени перелёта.

## **СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ НЕПРЕРЫВНОГО ЗОНАЛЬНОГО ОБЗОРА ПРИПОЛЯРНЫХ ШИРОТ**

**С.Ю. Улыбышев**

**wardoc5@rambler.ru**

ФГУП ЦНИИХМ им. Д.И.Менделеева, Москва

Для обзора приполярных широт и глобального наблюдения широко применяются спутниковые системы (СС) на полярных и близких к ним круговых орбитах. Обобщение методических подходов к проектированию таких видов систем, а также учет возможностей средств выведения и доступных космодромов запуска для развертывания СС являются актуальными практическими задачами.

В докладе представлен унифицированный алгоритм проектирования СС непрерывного глобального и приполярного обзора, позволяющий получить решения как для известных классов полярных и околополярных фазированных СС глобального обзора, так и систем с вариацией нижней границы по широте замыкания для обеспечения непрерывного наблюдения приполярного широтного слоя с требуемой кратностью. Одним из преимуществ алгоритма является возможность получить решение для конкретно заданных значений наклона из допустимого диапазона, определяемого возможностями используемого космодрома запуска. В качестве примера представлено сравнение с другими СС зонального обзора широт выше заданной и подробно рассмотрен вариант СС однократного непрерывного обзора приполярных широт выше  $40^\circ$ . Использование такого сегмента СС совместно с развертываемой в настоящее время СС на экваториальной орбите ОЗВ позволит обеспечить доступ абонентов к высокоскоростному Интернету и сотовой связи не только в приэкваториальной области, но и в глобальном масштабе.

## **ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ И ПОВЕРХНОСТИ ХИЛЛА В ОГРАНИЧЕННОЙ КРУГОВОЙ ЗАДАЧЕ ТРЕХ ТЕЛ С МАЛЫМ УСКОРЕНИЕМ**

**П.С. Красильников, И.А. Бобков**

**krasil06@rambler.ru**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва

Исследуется задача нахождения точек либрации и построения поверхностей Хилла [1] в плоской круговой ограниченной задаче трех тел, когда на пассивно гравитирующую точку воздействует постоянное по модулю реактивное ускорение  $\omega$ . Предполагается,

что во все время движения вектор ускорения направлен вдоль оси, соединяющей основные тела. Получены условия существования треугольных и коллинеарных точек либрации в зависимости от ускорения, исследовано поведение измененной силовой функции задачи в точках либрации. Для системы Земля-Луна описаны шесть типов однопараметрических семейств кривых Хилла, имеющих разную топологию. Отметим, что в работе [2] построены некоторые периодические орбиты спутника с малым ускорением, принадлежащие сфере Хилла.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект №14-21-00068) в Московском авиационном институте (Национальном исследовательском университете).

Литература

1. Себехей В. Теория орбит. М.: Наука, ГРФМЛ, 1982.
2. Красильников П.С., Сараева А.Г. Периодические орбиты Пуанкаре первого рода в плоской круговой ограниченной задаче трех тел с малым ускорением // Космические исследования. 2015. Т. 53. № 6. С. 509–515.

### **ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ АСТЕРОИДА И КОМПЛЕКСИФИКАЦИЯ ГРАВИТАЦИОННОГО ПОТЕНЦИАЛА**

**А.А. Буров, В.И. Никонов**

**teormech@gmail.com, nikon\_v@list.ru**

Вычислительный центр им. А.А. Дородницына РАН, г. Москва;

Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова, г. Москва

Нерегулярность в распределении масс малых небесных тел, таких как астероиды и кометы, в сочетании со слабостью сил гравитации требует представления потенциала гравитационного взаимодействия в виде, обеспечивающем достаточную точность описания силового поля. Вместе с тем желательно, чтобы такое представление потенциала было пригодным как для аналитического, так и для численного описания движения.

Введение «комплексифицированных гантелей» для описания притяжения со стороны сплюснутых небесных тел позволило обнаружить и описать динамические отличия по сравнению с применявшейся ранее моделью «вещественной гантели», пригодной для описания притяжения вытянутых тел.

В настоящей работе кратко обсуждаются свойства притяжения комплексифицированных гантелеобразных тел. Рассматривается задача о движении массивной точки и равномерно вращающегося треугольного твердого тела под действием сил взаимного притяжения. Предполагается, что гравитационное взаимодействие описывается с помощью потенциала, комплексифицированного по Аксенову-Гребеникову-Демину-Винти. Исследуются существование, устойчивость и бифуркации точек либрации при некоторых предположениях относительно распределения масс в теле.

## ЧАСТОТЫ СОБСТВЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ ТРОСА КОСМИЧЕСКОГО ЛИФТА

Ю.А. Садов,  
А.Б. Нуралиева,

sadovya@keldysh.ru,  
anna-nuralieva@rambler.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва

Космический лифт — гипотетическая конструкция для безракетной доставки грузов на околоземные орбиты. Основной ее элемент — трос, протянутый с Земли за гео-стационарную орбиту. Жизнеспособность космического лифта напрямую зависит от динамики такого протяженного элемента. Для изучения динамики используется непрерывная модель гибкого, весомого, нерастяжимого троса переменного сечения в гравитационно-центробежном поле. Большой класс движений можно получить численным моделированием.

В данной работе продолжается изучение собственных (свободных) колебаний. Система динамических уравнений линеаризуется в окрестности вертикального стационарного положения и распадается на экваториальную и меридиональную части. Решение линеаризованных уравнений приводит к неклассической задаче Штурма-Лиувилля, с параметром в краевом условии. Преобразованиями, в том числе преобразованием Прюфера, параметр устраняется из краевого условия, и задача решается численно [1]. Также найдено два полуаналитических метода решения. Первый основан на том, что изучаемые движения включают монотонную и ограниченную (близкую к периодической) части. Для монотонной части получена аналитическая формула, ограниченная часть, которую нужно находить только на асимптотически малом конечном участке троса, вычисляется численно. Изначально этот подход был применим только для троса без дополнительной нагрузки, но найдена замена, распространяющая этот метод и на случай нагруженного троса. Второй метод основан на выравнивающей замене угловой переменной, которая позволяет привести систему к виду, допускающему усреднение.

Работа поддержана грантом РФФИ №14-01-00838.

Литература

1. Калачев Г.В., Нуралиева А.Б., Чернов А.В. Малые колебания троса космического лифта. г. Долгопрудный, Труды МФТИ. 2013. Т. 5, № 4.

## ОБ УСТОЙЧИВОСТИ РАВНОВЕСИЯ В ЗАДАЧЕ СИТНИКОВА

П.С. Красильников, В.О. Калас

krasil06@rambler.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва

Исследуется устойчивость тривиального равновесия в задаче Ситникова в линейной и нелинейной постановках. Получены условия устойчивости и неустойчивости в первом приближении [1]. Для исследования устойчивости в нелинейной постановке построено с точностью до членов четвертого порядка малости отображение фазового пространства на себя в момент времени. Показано, на основе метода точечных отображений [2–4], что устойчивость по первому приближению сохраняется в полной системе уравнений для всех значений эксцентриситета из интервала  $(0,1)$ , если исключить из рассмотрения дискретную последовательность значений  $e$ , для которых след матрицы монодромии равен [5].

Исследованы первое и второе значения эксцентриситета из указанной последовательности. Равновесие устойчиво для первого значения  $e$ . Второе значение эксцентриситета отвечает вырождение теорем устойчивости, поэтому требует привлечения членов порядка выше третьего. Остальные значения из дискретной последовательности значений эксцентриситета не изучены.

Исследование выполнено по гранту Российского научного фонда (проект №14-21-00068) в Московском авиационном институте (Национальном исследовательском университете).

Литература

1. Калас В.О., Красильников П.С. Об устойчивости равновесия в задаче Ситникова // Космич. исследования. 2011. Т. 49. № 6. С. 551–554.
2. Маркеев А.П. Об одном способе исследования устойчивости положений равновесия гамильтоновых систем // Изв. РАН. МТТ. 2004. № 6. С. 3–12.
3. Маркеев А.П. О сохраняющих площадь отображениях и их применении в динамике систем с соударениями // Изв. РАН. МТТ. 1996. № 2. С. 37–54.
4. Маркеев А.П.. Об устойчивости нелинейных колебаний связанных маятников // МТТ. 2013. № 4. С. 20–30.
5. Калас В.О., Красильников П.С. Исследование устойчивости равновесия в задаче Ситникова в нелинейной постановке // Нелинейная динамика. 2015. Т. 11. № 1. С. 117–126.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КА В РЕЖИМЕ ГАШЕНИЯ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ ПРИ НЕПОЛНЫХ ИЗМЕРЕНИЯХ

А.А. Давыдов<sup>1</sup>, В.В. Сазонов<sup>2</sup>

aleksey\_ad@mail.ru

<sup>1</sup>Государственный космический научно производственный центр им. М.В. Хруничева, г. Москва;

<sup>2</sup>Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва

Исследована математическая модель управляемого движения КА в режиме гашения его угловых скоростей при отсутствии измерений угловой скорости вокруг одной из связанных осей КА. Рассмотрена задача определения фактического вращательного движения КА по телеметрической информации о его угловых скоростях и кинетических моментах двигателей-маховиков.

В математической модели КА считается гиростатом. Он представляет собой твердое тело с расположенными на нем тремя двигателями-маховиками (симметричными роторами). В модели не учитываются действующие на КА внешние механические моменты и влияние вращательного движения КА на изменение собственных кинетических моментов маховиков.

Проведено исследование устойчивости стационарных решений модели вторым методом Ляпунова. Показана возможность существования условной асимптотической устойчивости части стационарных решений (устойчивости по части переменных). С помощью теоремы Барбашина — Красовского найдены соотношения между компонентами начального фазового вектора системы, при которых данные решения асимптотически устойчивы. Посредством численного интегрирования уравнений модели построены оценки областей притяжения стационарных решений.

Для подтверждения адекватности описания реального вращательного движения КА разработанной моделью с помощью решений уравнений модели была выполнена аппроксимация имеющихся телеметрических значений компонент его угловой скорости и гиростатического момента. При построении аппроксимации данных ряд па-



раметров системы выступал в роли параметров согласования. Аппроксимация телеметрических данных строилась методом максимального правдоподобия. Полученные в ходе расчётов стандартные отклонения ошибок аппроксимации и уточняемых параметров оказались достаточно малы, что дало основание сделать вывод об адекватном описании реальной системы математической разработанной моделью.

Литература

1. Барбашин Е.А. Функции Ляпунова. М.: Наука, 1970.
2. Румянцев В.В., Озиранер А.С. Устойчивость и стабилизация движения по отношению к части переменных. М.: Наука, 1987.
3. Румянцев В.В. Стационарные движения спутников. М.: ВЦ АН СССР, 1967.
4. Карапетян А.В. Устойчивость стационарных движений. М.: Эдиториал УРСС, 1998.
5. Бард Й. Нелинейное оценивание параметров. М.: Статистика, 1979.
6. Лурье А.И. Аналитическая механика. М.: Физматгиз, 1961.
7. Гилл Ф., Мюррей У., Райт М. Практическая оптимизация. М.: Мир, 1985.

## **КВАЗИОПТИМАЛЬНОЕ ПО БЫСТРОДЕЙСТВИЮ ТОРМОЖЕНИЕ ВРАЩЕНИЙ ТВЕРДОГО ТЕЛА С ПОДВИЖНОЙ ТОЧЕЧНОЙ МАССОЙ В СОПРОТИВЛЯЮЩЕЙСЯ СРЕДЕ**

**Л.Д. Акуленко<sup>1</sup>,  
Д.Д. Лещенко<sup>2</sup>,  
Ю.С. Щетинина<sup>3</sup>,**

**kumak@ipmnet.ru,  
leshchenkodmytro@gmail.com,  
powtampik@gmail.com**

<sup>1</sup>Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского, г. Москва;

<sup>2</sup>Одесская государственная академия строительства и архитектуры, г. Одесса;

<sup>3</sup>Одесский национальный университет имени И.И. Мечникова, г. Одесса

Исследуется задача об оптимальном по быстродействию торможении вращений твердого тела под действием малого управляющего момента с неравными близкими коэффициентами. Такая задача может считаться задачей квазиоптимального торможения. Предполагается, что тело содержит точечную массу, соединенную с телом вязкоупругим демпфером. Кроме того, на твердое тело действует малый тормозящий момент сил вязкого трения, пропорциональный кинетическому моменту. Считается, что тело динамически симметрично.

Поставленная задача была исследована аналитически и численно. В рамках асимптотического подхода получена усредненная система уравнений, определены время быстродействия, эволюции безразмерных величин, зависящих от проекций вектора угловой скорости тела на связанные оси, и кинетического момента тела. Установлены качественные свойства квазиоптимального движения.

### РЕАЛИЗАЦИЯ РЕЖИМА ГРАВИТАЦИОННОЙ ОРИЕНТАЦИИ ИСЗ С МАЛЫМ УРОВНЕМ МИКРОУСКОРЕНИЙ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫМИ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫМИ ОРГАНАМИ

А.И. Игнатов<sup>1</sup>,  
В.В. Сазонов<sup>2</sup>,

general\_z@mail.ru  
sazonov@spp.keldysh.ru

<sup>1</sup>Государственный космический научно производственный центр им. М.В. Хруничева, г. Москва;

<sup>2</sup>Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва

В докладе рассмотрена возможность гашения угловой скорости искусственного спутника Земли и его стабилизации в режиме гравитационной ориентации с помощью механического момента, создаваемого при взаимодействии специальных токонесущих катушек с геомагнитным полем. Исследование проведено на примере управления вращательным движением спутника «Фотон». Исполнительными органами электромагнитной системы управления служат три одинаковые катушки, расположенные во взаимно ортогональных плоскостях. Рассмотрено два закона управления, каждый из которых обеспечивает гашение начальной угловой скорости спутника и стабилизацию режима его гравитационной ориентации. Реализация этих законов не требует проведения сложных измерений. Достаточно иметь показания трехосного магнитометра и аппаратуру для их обработки. Энергопотребление при реализации каждого закона не превышает нескольких ватт. Эффективность законов проверена посредством математического моделирования движения спутника относительно центра масс под действием гравитационного, аэродинамического и управляющего моментов. Показано, что применение на спутниках серии «Фотон» электромагнитной системы управления позволило бы обеспечить весьма малый уровень квазистатических микроускорений на их борту.

### ПОЛОЖЕНИЯ РАВНОВЕСИЯ СИСТЕМЫ ДВУХ ТЕЛ, СВЯЗАННЫХ СФЕРИЧЕСКИМ ШАРНИРОМ

В.А. Сарычев,  
С.А. Гутник,

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

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва;  
Московский физико-технический институт, г. Долгопрудный

Исследована динамика движения системы двух тел (спутник-стабилизатор), соединенных сферическим шарниром, движущихся в центральном ньютоновом силовом поле по круговой орбите. Предложен метод определения пространственных положений равновесия (равновесных ориентаций) системы спутник-стабилизатор в орбитальной системе координат при заданных значениях главных центральных моментов инерции тел системы, получены условия их существования в зависимости от четырех безразмерных параметров.

Найдены значения параметров, при которых изменяется число положений равновесия системы спутник-стабилизатор. Проведен символично-численный анализ изменения областей существования различного числа равновесий в пространстве безразмерных параметров. Рассмотрена взаимосвязь полученных областей существования различного числа пространственных равновесий с областями существования равновесий в плоскости круговой орбиты.

## УПРОЩЕННАЯ МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ СПУТНИКА ПО ИЗМЕРЕНИЯМ БОРТОВЫХ ДАТЧИКОВ ОРИЕНТАЦИИ

**В.И. Абрашкин, К.Е. Воронов,  
И.В. Пияков, Ю.Я. Пузин, В.В. Сазонов,  
Н.Д. Семкин, С.Ю. Чебуков**

**sazonov@spp.keldysh.ru**

РКЦ «Прогресс»;  
Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика  
С.П. Королёва;  
Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва

Математическая модель, использованная для реконструкции вращательного движения спутников «Бийон М-1» и «Фотон М-4», полученная посредством обработки измерений бортовых магнитометров и датчика угловой скорости (препринты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН № 2, 2014 и № 8, 2015), была достаточно детальной и точной. Если несколько снизить требования к точности и перейти к более грубой модели — не уточнять смещения в измерениях компонент угловой скорости, то методику обработки измерений можно существенно упростить. Сокращается объем вычислений при минимизации функционала метода наименьших квадратов, наиболее сложная часть расчетов выполняется с помощью стандартной процедуры вычислительной линейной алгебры. Ниже описана эта упрощенная методика и приведены примеры ее использования для реконструкции вращательного движения спутника «Фотон М-4». Заметное отличие в реконструкциях движения, построенных по упрощенной и более точной методикам, проявляется при обработке измерений на отрезках времени более 4 часов.

## ВЛИЯНИЕ ВОЗМУЩЕНИЙ НА КАЧЕСТВО ИЗОБРАЖЕНИЙ ПРИ МАРШРУТНОЙ СЪЕМКЕ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

**Я.В. Маштаков<sup>1,2</sup>, С.С. Ткачев<sup>2</sup>**

**yarmashtakov@gmail.com**

<sup>1</sup>Московский физико-технический институт (государственный университет),  
г. Долгопрудный;

<sup>2</sup>Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва

Дистанционное зондирование Земли в настоящее время широко используется в различных прикладных задачах, таких как картографирование, сельское хозяйство, мониторинг состояния окружающей среды. Как правило, для этих целей используются большие и достаточно дорогие КА весом в несколько тонн, однако развитие современных технологий сделало возможным использование микро- и даже наноспутников для выполнения миссий дистанционного зондирования. Такие аппараты имеют ряд серьезных ограничений по массе, габаритам и энерговооруженности, что фактически исключает использование широкоугольных камер с высоким разрешением. В итоге при использовании обычных подходов, например, при осуществлении объектной или простой маршрутной съемки, когда отслеживаются прямые линии на поверхности Земли [1], возможности аппарата по отслеживанию объектов, представляющих интерес, существенно снижаются. Решением этой проблемы является съемка сложных маршрутов на поверхности Земли, что позволяет за один пролет обеспечить получе-

ние необходимой информации о протяженных структурах природного и техногенного происхождения.

При решении задачи ДЗЗ необходимо исследовать влияние возмущений на качество получаемых изображений. Они могут возникать, например, из-за влияния неучтенных в модели движения сил и моментов, ошибок системы определения и управления ориентацией. В роли параметров, характеризующих качество получаемого изображения, рассматриваются ошибка точки визирования (расстояние между желаемой и реальной точками наблюдения) и ошибка скорости бега изображения (характеризует смаз изображения). В работе получены аналитические оценки, которые позволяют связать параметры системы управления ориентацией, величину внешних возмущений и качество получаемых изображений. Помимо этого, рассмотрены условия, накладываемые на траекторию из-за ограниченных возможностей системы ориентации.

Работа поддержана грантом РФФИ № 15-31-20058.

Литература

1. Режимы съемки КА «Ресурс-П». URL: [http://www.mcc.rsa.ru/resurs\\_p.htm](http://www.mcc.rsa.ru/resurs_p.htm) (дата обращения: 29.10.2015).

**Мемориальное заседание, посвященное 90-летию со дня рождения М.Л. Лидова**

### **МИХАИЛ ЛЬВОВИЧ ЛИДОВ — ЯРКОЕ ИМЯ В КОСМИЧЕСКОЙ НАУКЕ**

**М.А. Вашковьяк, Н.М. Тесленко**

**[vashkov@keldysh.ru](mailto:vashkov@keldysh.ru)**

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва

В настоящем докладе представлены избранные фрагменты научного творчества выдающегося ученого-механика Лауреата Ленинской премии, профессора Михаила Львовича Лидова (1926—1993). Отмечено использование и развитие идей и методов, послуживших основой мирового научного признания его имени.

Основные этапы научного творчества М.Л. Лидова и воспоминания о нем отражены на страницах памяти [1] интернет-сайта ИПМ им. М.В. Келдыша РАН: в этом учреждении Михаил Львович проработал всю свою жизнь. Его путь в науке описан и в дополнении ко второму изданию (2010 г.) книги М.Л. Лидов «Курс лекций по теоретической механике», подготовленной коллегами и учениками Михаила Львовича. В том же году в виде препринта ИПМ был выпущен не публиковавшийся ранее обширный научный труд М.Л. Лидова «Минимаксные методы оценивания», послуживший основой многих исследований, выполненных его последователями. Воспоминаниями о Михаиле Львовиче и о его научных работах на журнальных страницах делились хорошо знавшие его коллеги — канд. физ.-мат. наук. А.И. Авербух, чл.-корр. РАН В.В. Белецкий, проф. В.А. Егоров. Бесценен интереснейший очерк, написанный проф. В.М. Тихомировым и повествующий о детских и юношеских годах М.Л. Лидова. Дружеское и уважительное «Миша Лидов» среди других имен встречается и в воспоминаниях академика В.И. Арнольда. Эти выдающиеся ученые-друзья имели не только общие научные и культурные интересы, но нередко вместе участвовали в байдарочных походах. К обширным мемуарным материалам авторам доклада — ученикам М.Л. Лидова — хотелось добавить и свои воспоминания о выдающемся ученом, отдавшем все свои силы и знания отечественной космической науке.

Большая часть работ М.Л. Лидова была связана с прикладными задачами баллистического проектирования и управления полетами космических аппаратов, начиная с первого искусственного спутника Земли. В книге известного журналиста и писателя Я.К. Голованова «Капля нашего мира» содержится такой фрагмент, описывающий

работу ученых: «Перед запуском первого спутника академик М.В. Келдыш проводил совещания с «атмосферщиками», привлекал своих «мальчиков» — специалистов по траекторным измерениям, советовался и консультировался со светлейшими умами Академии», а в помещенной далее портретной галерее известнейших ученых фотография М.Л. Лидова занимает свое достойное место.

Круг научных интересов Михаила Львовича был весьма широк и охватывал многие разделы математики и механики, астрономии и космогонии, теорию оценивания и дифференциальные игры. В частности, большой цикл работ М.Л. Лидова посвящен выявлению и практическому построению специальных классов траекторий знаменитой задачи трех тел и исследованию их устойчивости. Основанное им направление работ по эволюции орбит небесных тел и выявленный эффект, получивший название «резонанс Лидова — Козаи», послужили основой для многочисленных небесно-механических исследований как в нашей стране, так и за рубежом.

Литература

1. URL: <http://www.keldysh.ru/memory/lidov/index.htm>

## ЭФФЕКТ ЛИДОВА — КОЗАИ И ЕГО РОЛЬ В АСТРОНОМИИ

**К.В. Холшевников, Л.Л. Соколов**

**lsok@astro.spbu.ru**

Санкт-Петербургский государственный университет, г. Санкт-Петербург

Один из выдающихся научных результатов, полученных Михаилом Львовичем Лидовым, — открытие возможности согласованных колебаний эксцентриситета и наклона с большой амплитудой в пространственной задаче трех тел; его называют обычно эффектом Лидова — Кодзаи, поскольку он был открыт практически одновременно и независимо японским ученым Й. Кодзаи. В настоящем докладе мы коснемся некоторых современных исследований, связанных с указанным эффектом. Сам эффект был обнаружен М.Л. Лидовым при решении новых в то времена задач о движении искусственных небесных тел. Сравнительно недавно появился новый класс объектов — экзопланеты, в движении которых важную роль играет эффект Лидова — Кодзаи. Экзопланеты, в отличие от планет Солнечной системы, нередко имеют большие эксцентриситеты орбит. Это обстоятельство подтолкнуло к рассмотрению модификаций эффекта, обусловленных значительным эксцентриситетом орбиты возмущающего тела и другими факторами, не учтенными в работах первооткрывателей. Так, оказалось, что можно «Луну уронить на Землю» не только при повороте плоскости ее орбиты примерно на 90 градусов, но и при повороте на 30–40 градусов при значительном эксцентриситете орбиты Земли. Возможно даже изменение направления обращения планеты в ходе динамической эволюции. Этот эффект был обнаружен совсем недавно и сейчас активно исследуется, поскольку среди «горячих юпитеров» многие обращаются «не в ту сторону». Важно также рассмотреть эффект Лидова — Кодзаи в сочетании с другими возмущающими факторами. Работать в этом направлении начал М.Л. Лидов, учтя эффект сжатия планеты. Существенным может оказаться также приливное трение и другие явления.

Михаил Львович Лидов не работал в Ленинграде, однако он оказал большое влияние на «небесных механиков» этого города — фактически был их учителем и воспитателем. Мы часто с благодарностью и восхищением его вспоминаем.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (гранты 14-02-00804-а, 15-02-04340) и Санкт-Петербургского государственного университета (грант 6.37.341.215).

### РЕЗОНАНС ЛИДОВА — КОЗАИ И ЕГО ВЛИЯНИЕ НА ОРБИТАЛЬНУЮ ЭВОЛЮЦИЮ ОКОЛОЗЕМНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

А.Г. Александрова,  
Т.В. Бордовицына,  
И.В. Томилова

aleksann@sibmail.com  
tvbord@sibmail.com  
irisha\_tom@mail.ru

Национальный исследовательский Томский государственный университет, г. Томск

Вековой резонанс, прослеживающийся в движении искусственного спутника Земли, возникающий в результате обращения в нуль суммы вековых движений перицентра его орбиты под действием возмущений от сжатия Земли, а также гравитационного влияния третьего тела, был впервые открыт М.Л. Лидовым в 1961 г. Аналогичные результаты для астероидов были получены И. Козаи в 1962 г. В настоящее время в отечественной и некоторой зарубежной литературе этот резонанс называется геометрическим резонансом Лидова — Козаи. М.Л. Лидов впервые показал, что влияние этого резонанса может быть очень значительным. Это влияние проявляется прежде всего в возрастании эксцентриситета орбиты спутника, что может привести к столкновению спутника с Землей.

Авторами настоящей работы был проведен численно-аналитический эксперимент по исследованию особенностей влияния 29 вековых резонансов низких порядков на динамику околоземных космических объектов. Основные орбитальные параметры варьировались в следующем диапазоне: значения эксцентриситета выбирались равными 0,01; 0,6; 0,8; наклонение варьировалось от 0 до 90 градусов с шагом 5 градусов; большая полуось варьировалась в пределах от 8 000 до 65 000 км с шагом 1 км.

Для всех модельных объектов и для каждого из 29 резонансов были получены результаты моделирования орбитальной эволюции объектов на интервале времени 100 лет, а также динамические портреты всех резонансов, содержащие сведения об изменениях на том же интервале времени резонансного соотношения и критического аргумента, а также фазовый портрет резонанса в плоскости, связывающей изменение эксцентриситета и критического аргумента.

Полученные результаты показали, что влияние резонанса Лидова — Козаи является наиболее значительным. Поэтому с целью уточнения границ действия резонанса в околоземном орбитальном пространстве численный эксперимент был расширен по большой полуоси до 120 000 км, а по наклонению до 140 градусов. Анализ всей совокупности результатов численных экспериментов позволяет сформулировать следующие выводы.

Устойчивый вековой резонанс Лидова — Козаи появляется в пространстве почти круговых орбит при наклонении 45 градусов и в диапазоне больших полуосей 40 000—55 000 км. При увеличении больших полуосей от 60 000 км до 120 000 км области устойчивого резонанса появляются при наклонениях, превышающих 60 градусов. Устойчивый резонанс Лидова — Козаи приводит к появлению в эксцентриситете долгопериодических колебаний с большой амплитудой, однако регулярность движения сохраняется. В тех случаях, когда в процессе движения устойчивая резонансная конфигурация переходит в неустойчивую и критический аргумент резонанса Лидова — Козаи меняет либрационный характер вариации на циркуляционный, в движении появляется хаотичность. Наиболее сложное движение имеют приполярные объекты, на которые, кроме резонанса Лидова — Козаи, всегда действуют нодальные резонансы с Луной и Солнцем. При обратном движении с наклонениями, превышающими 90 градусов, общие закономерности сохраняются.

Настоящее научное исследование выполнено при поддержке программы «Научный фонд им. Д.И. Менделеева Томского государственного университета» (проект 8.1.54.2015).

## **ОБ ИССЛЕДОВАНИЯХ ВЕКОВОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ ЭВОЛЮЦИИ ОРБИТ ИСЗ ПОД ВЛИЯНИЕМ ВНЕШНИХ ГРАВИТАЦИОННЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ**

**В.И. Прохоренко**

**vprokhorenko@mail.ru**

Институт космических исследований РАН, г. Москва

К работам М.Л. Лидова в области качественных методов теории возмущений внимание автора привлёк П.Е. Эльясберг, 100-летие которого отмечалось в 2014 году. Это было более 25 лет назад, однако вплотную заняться упомянутой тематикой удалось лишь в начале 2000 года, когда П.Е. Эльясберга и М.Л. Лидова уже не было с нами. Всё начиналось с исследования вековой эволюции высокоапогейных орбит, основную роль в которой играют внешние гравитационные возмущения. Эти исследования основывались на первых интегралах двукратноосредненной ограниченной задачи трёх тел, полученных М.Л. Лидовым более пятидесяти лет назад. Для таких орбит удалось доказать теоремы о многообразиях начальных условий, при которых вековая эволюция эксцентриситета приводит (или не приводит) к соударению спутника с поверхностью центрального тела. Затем естественным образом возникла задача об областях преимущественного влияния внешних гравитационных возмущений и нецентральности гравитационного поля планеты. Для этих исследований были использованы полученные в 1974 году в работе М.Л. Лидова и М.В. Ярской интегрируемые случаи смешанной задачи. В результате этих исследований удалось получить границы областей преимущественного влияния двух рассматриваемых факторов на шкале возможных значений большой полуоси орбит спутников планет. Для динамической системы Земля–Луна–Солнце–ИСЗ на шкале значений большой полуоси получены границы 37 000 км и 100 000 км. Первая из них является внешней границей преимущественного влияния сжатия Земли, вторая — внутренней границей преимущественного влияния внешних гравитационных возмущений. Между этими границами лежит область паритетного влияния смешанных гравитационных возмущений. Необходимо отметить, что внешние гравитационные возмущения воздействуют на эволюцию эксцентриситета практически на всей шкале возможных значений большой полуоси, однако эта эволюция в каждой из упомянутых областей происходит по-разному и определяется эволюцией угловых элементов по правилам, которые диктует главный возмущающий фактор (или влияние двух возмущающих факторов на паритетных началах).

## **ВКЛАД М.Л. ЛИДОВА В ТЕОРИЮ ГАРАНТИРУЮЩЕГО ОЦЕНИВАНИЯ**

**А.И. Матасов**

**alexander.matasov@gmail.com**

Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова, г. Москва

В сообщении описываются задачи гарантирующего оценивания, поставленные и исследованные М.Л. Лидовым в период с 1964 по 1993 год. В первую очередь это «схема бортиков», задача о «наихудшей корреляции», игровая задача оценивания параметров движения при наличии немоделируемых ускорений. Кроме того, излагаются ма-

тематически близкие проблемы: задача обобщенной линейной импульсной коррекции и задача о выборе оптимальной программы измерений, которые также поставил и решил М.Л. Лидов.

### ПРОСТРАНСТВЕННЫЕ ПЕРИОДИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ХИЛЛА

**А.Б. Батхин, Н.В. Батхина**

**batkhin@gmail.com,  
nbatkhina@gmail.com**

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва;  
МАОУ СОШ № 17, г. Щелково

В конце 1970-х годов М.Л. Лидов был привлечен к поиску баллистических траекторий для проекта «Радиоастрон». Искомые траектории разрабатывались в рамках пространственной круговой ограниченной задачи трех тел (ОЗТТ), однако было принято решение исследовать пространственные периодические решения задачи Хилла как предельного случая ОЗТТ. М.Л. Лидов вместе с соавторами выполнил серию работ, где был предложен метод поиска пространственных периодических решений задачи Хилла, ответвляющихся от вертикального семейства  $W_0$  ударных орбит. Это семейство можно изучить аналитически и с его помощью найти такие критические значения параметров орбиты, при которых появляются периодические решения второго рода по Пуанкаре. Было найдено 15 таких критических значений, для которых локальная кратность порождаемых решений не превышала 3. Из них удалось численно исследовать только 8 семейств.

Авторы повторили численный анализ, выполненный в 1982 году М.Л. Лидовым с соавторами, предварительно уточнив начальные условия. Проведенные вычисления в основном подтвердили правильность полученных в 1982 году результатов. Было выяснено, что два найденных ранее пространственных семейства орбит при продолжении пересекаются с семействами плоских либрационных и прямых спутниковых орбит задачи Хилла. Однако большая часть найденных пространственных семейств при продолжении никогда не взаимодействует с семействами плоских орбит, и, следовательно, они могут быть изучены только с использованием оригинальной методики. Также удалось найти новые семейства пространственных решений с локальной кратностью больше 3. Все найденные периодические орбиты продолжаются до соответствующих решений ОЗТТ.

### ВОСПОМИНАНИЯ О ЗАМЕЧАТЕЛЬНОМ МЕХАНИКЕ М.Л. ЛИДОВЕ

**В.А. Сарычев**

**vas31@rambler.ru**

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва

В докладе предлагаются краткие воспоминания о Михаиле Львовиче Лидове — нашем товарище, замечательном механике. Основное внимание уделяется следующим вопросам:

Семья М.Л. Лидова.

Служба в Советской армии.

Учеба на механико-математическом факультете МГУ им. М.В. Ломоносова.

Научная работа в МГУ им. М.В. Ломоносова.

Работа в Комиссии по исследованию и использованию космического пространства при Астросовете АН СССР.



Работа в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша АН СССР.  
Работа по совместительству.

## О М.Л. ЛИДОВЕ В РАННИЕ ГОДЫ КОСМИЧЕСКОЙ БАЛЛИСТИКИ

**А.К. Платонов**

**platonov@keldysh.ru**

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва

Воспоминания о долгих годах совместной работы с выдающимся ученым-механиком Михаилом Львовичем Лидовым следует начать со слов поэта 1960-х годов XX века Леонида Мартынова:

«Незаменимых нет?

Нет — заменимых нет!».

Михаил Львович Лидов (тогда ещё просто Миша Лидов) появился в нашем коллективе в начале 1957 года в самый разгар работ по созданию и отладке алгоритмов и программ, связанных с подготовкой к запуску первого спутника, на новой для нас, самой мощной ЭВМ того времени — институтской «Стреле». И неожиданно рядом с нами, уже имевшими опыт работ на первой отечественной цифровой машине БЭСМ, появился очень острый ум и точный глаз новичка, взвалившего на себя нелёгкий труд вникать в громадный объём чисел неспешно вылезавших из табулятора перфокарт «Стрелы». Лидов легко и просто включился в работу и удивительно быстро освоил ее тонкости. А тонкостям вычислительной математики, и особенно небесной механики и астрономии, как оказалось, он лучше нас мог научить кого угодно и сам. С его появлением нам стало намного легче сначала отлаживать, а потом и вместе придумывать новые и весьма непростые модели баллистики полёта ракеты и параметров получаемой траектории спутника. Выяснилось, что у всех ученых, работающих на «Стреле», с Лидовым много общих тем для обсуждений, дискуссий и горячих споров — не только, что и как нужно сделать, но и просто житейского плана. Разговоры эти многократно велись по ночам в машинном зале, когда мы, сидя на диване около пульта, ожидали результатов не очень быстро по теперешним меркам считающей «Стрелы» (2000 трёх-адресных операции в секунду заставляли ждать иногда до полутора часов). В рамках этих дискуссий Лидов всегда высказывался очень точно и строго. Скорее всего, это было связано с его прекрасным математическим образованием. Вообще, в ОПМ (ОПМ МИАН СССР — Отделение прикладной математики математического института АН СССР — открытое название закрытого института. Ныне — Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша, или ИПМ) эта черта была свойственна многим: чуть что-то скажешь не совсем точно, — тебя сразу поправят... Но в наших спорах Лидов был совершенно непробиваемым «монополистом на истину». И, надо сказать, потому лишь, что эта истина была им заранее уже глубоко продумана, осознана и сформулирована.

Кроме баллистики Р-7, мы занимались также и подготовкой баллистического обеспечения научных приборов в составе разрабатываемого «Объекта Д». Здесь весь груз внешних контактов тоже лег на плечи новенького — Миши Лидова (нас «Стрела» из машинного зала не очень «отпускала»). Прекрасная память Лидова относительно полученных в расчётах числах, его готовность и редкое умение сформулировать ответ на неожиданный вопрос сразу сделали его полезным участником многих совещаний у М.В. Келдыша. В ОПМ непрерывно приезжали молодые активные разработчики научного оборудования К.И. Грингауз (ионосфера), С.Н. Вернов (космические лучи), Ш.Ш. Долгинов (магнитометрия), Т.Н. Назарова (микрометеориты), В.Г. Истомин (масс-спектрометрия). Они часто обращались к нам с просьбами, касающимися необходимости привязки ожидаемых измерений к нужным им состояниям от Земли

и направлениям в пространстве (на Солнце, на определённую звезду и т. п.). И Лидов очень плодотворно с ними взаимодействовал. Нужно отдать ему должное: он в те годы сам стал ставить и решать вместе с З.П. Власовой подобные задачи в машинном зале «Стрелы» с помощью тех программ, которые уже были у нас под рукой. Это обстоятельство дало ему в будущем большой авторитет и крепкие связи с сотрудниками будущего ИКИ, которые узнали способности Лидова ещё в пору самого начала решения этих задач.

Так совпало, что Первый спутник Земли был запущен именно в день рождения Лидова — 4 октября, а незадолго до этого 18 сентября 1957 года, в день рождения К.Э. Циолковского, мы с ним и с В.А. Егоровым принимали участие в торжествах по случаю открытия памятника Циолковскому в г. Калуге. Есть что-то очень символичное в том, что космическая техника так тесно связала эти два близких дня рождения. А знаменитый тост С.П. Королёва на банкете по этому случаю: «Выпьем за полёт... Мысли!» Михаил Львович Лидов во все последующие годы успешно и активно исполнял своими публикациями. Первую возможность продемонстрировать это ему подарил в его день рождения именно факт запуска ИСЗ, давший ему новый предмет для анализа появившихся экспериментальных данных. Лидов решил извлечь научную пользу из факта запуска — определить параметры плотности верхних слоёв атмосферы Земли по наблюдениям за изменениями периода обращения спутника. Он был не один: такую же задачу, как выяснилось позже, стал решать в НИИ-4 и «хозяин» наблюдаемых периодов ИСЗ — П.Е. Эльясберг. Для этого Лидову надо было построить и проанализировать модель связей изменения орбиты спутника с физическими параметрами атмосферы, влияющими на движение сферического тела в газе. Недели через две после запуска ИСЗ Лидов принёс результаты своего анализа [1]. Он сообщил: «Плотность атмосферы по наблюдениям за торможением периода орбиты Спутника без знания параметров орбиты, увы, определить нельзя, но можно определить её комплексный параметр, равный произведению плотности атмосферы на квадратный корень из высоты однородной атмосферы в её простейшей барометрической модели. Для Земли эта величина составляет примерно 8 км». Он всегда приводил числа, мастерски владея умением считать в уме, и всегда объяснял их физический смысл. В этом эпизоде проявилось замечательное качество ума М.Л. Лидова: в любой задаче он умел не просто найти ответ, а мог отыскать именно такое решение, которое наиболее полезно для приложений и в котором, что важно, обязательно раскрыто ясное понимание существа дела. Ярким примером этого его качества является написанный им учебник по теоретической механике, который отличается удивительной ясностью изложения сложных мест курса и чёткой его направленностью на приложения небесной баллистики.

Далее началась Лунная программа. Следует подчеркнуть, что существующее теперь ясное понимание и умение решать проблемы организации средств баллистического обеспечения для проектирования полётов к Луне и к планетам тогда только зарождалось и знания накапливались очень постепенно. Практически все новые алгоритмы и программные комплексы для решения краевых задач попадания в Луну, фотографирования обратной стороны Луны, мягкой посадки на Луну и создания её спутников [2] были разработаны при непосредственном участии Лидова в общей работе с плодотворным взаимным обменом знаниями и умениями, касающимися баллистики, программирования, небесной механики и вычислительной математики. Роль Лидова в этих проектах была очень яркой. Его напор не позволял расслабиться ни на день, а разговоры с ним по существу вопросов были бесценны. Он часто лишь одной фразой подталкивал нас к пониманию нужного направления мыслей и последующих длительных действий. Он был мастером мыслительных «реакций спускового крючка», когда от вовремя высказанного замечания происходит резкий поворот направления разработок. Такие моменты возникают в условиях лишённого отношений конкурен-

ции хорошо сработавшегося грамотного коллектива. Но необходимо и наличие вдумчивого острого ума у кого-то из присутствующих. Обычно такие факторы малого воздействия делом или даже словом, приводящего к большим реальным последствиям, остаются неотмеченными до юбилея автора — при условии живых ещё свидетелей. И именно М.Л. Лидов с его уникальными хорошо известными научными результатами и малоизвестными ценными подсказками был этим важным звеном всех работ.

### Литература

1. М.Л. Лидов. Определение плотности атмосферы по наблюдаемому торможению первых искусственных спутников Земли // Искусственные спутники Земли. М.: Изд-во АН СССР, 1958. Вып. 1. С. 9–20.
2. М.Л. Келдыш. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. М.: Наука, 1988. 493 с.



# СПЕЦИАЛЬНОЕ ИНФОРМАЦИОННОЕ РАДИО- И ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

## АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР И ВОЗМОЖНОСТИ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ГРУППИРОВОК

**В.А. Вечтомов<sup>1</sup>, В.Н. Бойкачев<sup>2</sup>,  
А.В. Селютин<sup>2</sup>**

vvechtomov@mail.ru  
techcom.space@gmail.com

<sup>1</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва;

<sup>2</sup>АНО «НТИ «ТЕХКОМ», г. Москва

Современные системы спутниковой связи, в особенности мобильной, должны отвечать трем основным критериям: глобальность, мобильность, надежность. Этим критериям удовлетворяют низкоорбитальные космические системы связи (НКСС). НКСС имеют ряд следующих достоинств:

- способны обеспечить непрерывной мобильной связью 100 % территории Земли, где отсутствуют наземные виды связи. В нашей стране это малозаселенные районы Сибири, Дальнего Востока и Крайнего Севера;
- обладают высокой оперативностью развертывания помехозащищенных, устойчивых направлений связи для решения государственных и военных задач в случае чрезвычайных ситуаций, терактов или стихийных бедствий;
- позволяют создать высококачественные линии связи большой протяженности между регионами, не имеющими общих границ, а также через территории, включая моря и океаны, не контролируемые РФ.

В докладе приводится анализ зарубежных НКСС (Iridium Next, Globalstar). Дана оценка тактико-технических и коммерческих параметров системы связи, состоящей из низкоорбитальных космических ретрансляторов.

Предложен вариант построения орбитальной группы из ограниченного числа сверхлегких низкоорбитальных космических ретрансляторов, которая обеспечивает 100 %-е покрытие всей территории Земли. На высотах порядка 600...900 км отсутствуют или значительно ослаблены радиационные поля типа Ван-Аллена, что с некоторыми ограничениями позволяет использовать микросхемы класса industrial, обходя санкции, наложенные ЕС и США на приобретение высокотехнологичных комплектующих класса аэосрасе. Связанные между собой межспутниковыми линиями связи космические аппараты образуют радиально-узловую сеть, в которой выход из строя одного или нескольких ретрансляторов мало сказывается на времени доставки сообщений, поскольку прохождение сигнала возможно несколькими путями. Этим достигается высокая живучесть и надежность НКСС.

Показано, что при групповом запуске аппаратов на низкую орбиту существенно снижается объем первоначальных затрат на создание спутниковой связи. Это позволяет сделать вывод о коммерческой эффективности предложенной спутниковой системы связи.

## ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗРАБОТОК БОРТОВЫХ АНТЕННЫХ СИСТЕМ МГТУ ИМ. Н.Э. БАУМАНА

**В.А. Вечтомов**

**vvechtomov@mail.ru,**

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Исследования, которые ведутся на кафедре П9 (РД1) МГТУ им. Н.Э. Баумана в области космической техники, имеют давнюю и интересную историю. Один из замечательных примеров — участие сотрудников кафедры в разработке бортовой многолучевой антенны в ОКР «Бастион» и создании уникального даже спустя 30 лет миллиметрового коллиматора. Разработки в области космической бортовой техники были продолжены в НИИ РЭТ МГТУ им. Н.Э. Баумана.

В 2009 году была спроектирована, изготовлена и испытана бортовая 32-лучевая антенна Ки-диапазона для геостационарного космического ретранслятора, обеспечивающая обслуживание всей территории РФ узкими одноградусными лучами с точки базирования  $90^\circ$  в.д. Использование в качестве расчётной модели антенны зеркальной системы апланатического типа позволило получить падение коэффициента усиления на краях зоны обслуживания не более чем на 0,4 дБ. Подобные характеристики до сих пор не достигнуты ни на одном предприятии космической промышленности.

До настоящего времени не решена задача построения бортовой адаптивной цифровой многолучевой антенны для геостационарного космического ретранслятора. Ученые МГТУ им. Н.Э. Баумана в сотрудничестве с учеными МАИ разработали и запатентовали уникальную бортовую антенну на основе крупноапертурных излучателей, представляющих собой многолучевую антенну с двухуровневым управлением лучами. При высоких тактико-технических характеристиках антенна имеет существенно меньшее число излучателей, чем традиционные АФАР и малые продольные размеры, позволяющие исключить её трансформирование в транспортное положение.

Предложены пути построения и исследованы алгоритмы адаптивного процессора для подавления широкого класса активных и пассивных помех.

Дальнейшее повышение эффективности систем спутниковой связи возможно при применении космических ретрансляторов межспутниковой линии связи. До настоящего времени не введены в эксплуатацию широкополосные высокоскоростные межспутниковые линии связи между КА в орбитальных группировках. В докладе предложены оригинальные решения по реализации межспутниковой линии связи для космических геостационарных и низкоорбитальных ретрансляторов. Показаны пути реализации межспутниковых линий связи в низкоорбитальной спутниковой группе между КА, базирующимися как в одной орбитальной плоскости, так и в разных.

### ОПТИЧЕСКАЯ СВЯЗЬ С ВОЗВРАЩАЕМЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ НА ГИПЕРЗВУКОВОМ АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ СПУСКА

А.С. Грибков,  
Д.С. Овчинников,  
В.Ю. Тугаенко

alexander.gribkov@rsce.ru,  
ovchinnikoff90@mail.ru,  
vjatcheslav.tugaenko@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв

Проблема связи с возвращаемыми модулями космических кораблей появилась, начиная с первых полетов человека в космос, но до настоящего времени не решена. Основная трудность — в невозможности проникновения радиоволн через окружающую возвращаемый аппарат (ВА) оболочку низкотемпературной плазмы, создаваемой набегающим на лобовой теплозащитный экран ВА потоком воздуха при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях. Радиоволны отражаются на электронной компоненте плазмы, т. к. их частота меньше частоты собственных колебаний электронов плазмы.

Наиболее надежным и технически реализуемым способом организации связи с ВА является повышение частоты несущего сигнала. Этот способ подразумевает использование сигнала с частотой, сильно превышающей частоты отсечки сигнала плазмой, способного распространяться в атмосфере без существенного поглощения. Под эти требования подходит оптическое излучение видимого и ближнего инфракрасного диапазонов.

В рамках научно-исследовательской работы были проведены экспериментальные исследования на плазмотроне, имитирующем условия спуска ВА в атмосфере Земли на разных участках траектории. Исследовалось поглощение лазерного излучения в воздушной плазме и плазме продуктов термодеструкции теплозащитного покрытия при различных длинах волн лазерного излучения. При проведении эксперимента поглощение лазерного излучения исследовалось на различном удалении от поверхности теплозащитного покрытия. Эти исследования показали, что на длине 1064 нм поглощение лазерного излучения в пересчете на слой плазмы, примыкающий к боковой поверхности ВА на высотах с максимальной тепловой нагрузкой на ВА, не превышает 28 %, а для 805 нм составляет не более 20 % и имеет приемлемое для практического использования значение.

Отдельно рассмотрены вопросы загрязнения оптики ВА продуктами термодеструкции теплозащитного покрытия и влияния атмосферы на распространение лазерного излучения. Проведен анализ основных принципов организации оптической связи на плазменном участке спуска.

В работах, продолжающих данную тематику, отмечены основные задачи готовящегося космического эксперимента, который будет реализован на спускаемом аппарате космического корабля «Союз-ТМА-М». Этот эксперимент позволит подтвердить результаты лабораторных исследований, а также получить фундаментальные данные о характеристиках плазмы, окружающей ВА.

Использование данной связи в будущем позволит повысить точность посадки ВА перспективного транспортного корабля, разрабатываемого в настоящее время, с помощью уточнения его вектора состояния извне на протяжении всей траектории управляемого спуска.



## РАЗВИТИЕ КОСМОНАВТИКИ И ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ГАЗОДИНАМИКИ, ГОРЕНИЯ И ТЕПЛОБМЕНА

### АНАЛИЗ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ ПО НЕРАВНОВЕСНОМУ ИЗЛУЧЕНИЮ СИЛЬНЫХ УДАРНЫХ ВОЛН В АТМОСФЕРАХ ПЛАНЕТ

С.Т. Суржиков

surg@ipmnet.ru

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, г. Москва

В докладе дан обзор современного состояния экспериментальных и расчетно-теоретических исследований неравновесного спектрального излучения сильных ударных волн в смеси газов  $N_2-O_2$ ,  $CO_2-N_2$ ,  $CH_4-N_2$ , соответствующих условиям, реализованным в недавно выполненных экспериментах на ударных трубах.

Представлена постановка ряда расчетно-теоретических задач по определению спектро-энергетических характеристик релаксационной зоны, находящейся за сильными ударными волнами. Задача о структуре неравновесного течения во фронте ударных волн решается в двух постановках: на основе системы уравнений Эйлера и Навье — Стокса.

В классической одномерной постановке изучается неравновесное спектральное излучение одномерной ударной волны в эйлеровой постановке. Совместно с определением газодинамических параметров за фронтом ударной волны находят распределения концентраций газовых компонент и заселенности электронно-возбужденных состояний атомов и молекул, распределения температур колебательного возбуждения двух- и трехатомных молекул. Спектральная интенсивность излучения определяется в приближении объемного высвечивания в каждой расчетной точке вдоль оси за первоначальным скачком температуры поступательных степеней свободы. В расчетах учитывается большое многообразие элементарных плазменных процессов в неравновесной постановке. Полученные результаты сравниваются с экспериментальными данными, полученными на ударных трубах.

Подобная постановка задачи используется при определении газодинамических параметров в рамках уравнений Навье — Стокса. В этом случае задача решается без выделения фронта ударной волны как первичного скачка поступательной температуры, а расчет проводится сквозным образом — от невозмущенного газового потока до установления химического и термического равновесия далеко за релаксационной зоной ударной волны.

Еще одна постановка задачи основана на решении проблемы обтекания космического аппарата вязким теплопроводным газом при скорости  $V > 5$  км/с. В этом случае расчет неравновесного спектрального излучения производится как в приближении объемного высвечивания, так и посредством решения двумерной спектральной задачи о переносе теплового излучения. Обсуждается соответствие расчетных данных, полученных в разных постановках.

В каждой из указанных постановок расчеты спектрального неравновесного излучения выполнены с помощью двух методов определения заселенностей возбужденных электронных состояний, основанных на гибридной радиационно-столкновительной модели и на использовании распределения Больцмана с различными эффективными

температурами, вводимых в рассмотрение на основе многотемпературных моделей неравновесной диссоциации.

В работе обсуждаются актуальные задачи физико-химической кинетики газов и плазмы применительно к проблеме достоверного расчета спектрального излучения сильных ударных волн в атмосферах Земли, Марса и Титана.

### **МОДЕЛИРОВАНИЕ СЖИМАЕМЫХ СТРУЙНЫХ ТЕЧЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОТКРЫТОГО ПАКЕТА OPENFOAM**

**А.С. Бовтрикова,  
М.В. Крапошин,  
С.В. Стрижак**

**pudjic@gmail.com,  
os-cfd@yandex.ru,  
strijhak@yandex.ru**

ИСП РАН, г. Москва

Изучение струйных течений имеет большое практическое значение для решения задач в ракетно-космической технике. К ним можно отнести задачи газодинамики старта ракеты-носителя, истечение газа из сопел двигателей управления и коррекции траектории движения ЛА, задачи о разделении ступеней ракеты и воздействия струи на преграду. Их решение позволяет оценивать силовые, тепловые и акустические нагрузки на элементы конструкции ЛА. Для решения исследуемых задач можно воспользоваться математическим моделированием и данными эксперимента. На базе открытого пакета OpenFOAM, в основе которого лежит метод контрольного объема, разработан новый решатель pisoCentralFoam для расчета течений в широком диапазоне чисел Маха и граничные условия для учета особенностей струйных течений на выходе расчетной области. В основе решателя лежит гибридная схема, объединяющая возможности численной схемы Тадмора — Курганова и схем алгоритма PISO. В качестве тестовых примеров выбирались задачи с результатами экспериментов, доступных в открытой печати: эксперимент NASA/TM 1999 209513 с соплом и перерасширенной струей, эксперимент ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН (В.И. Запрягаев и др., ПМТФ, 2011) с натеканием струи на пористую преграду, эксперимент ИТ СО РАН по истечению струи в вакуумную камеру (Ю.И. Герасимов, В.Н. Ярыгин, [www.chemphys.edu.ru](http://www.chemphys.edu.ru), 2012). В расчетах рассматривались различные режимы течения со степенью нерасчетности  $0,01 < n < 100$  и числом Маха  $0,1 < M < 6$ . В качестве математической модели выбирался подход URANS и модель турбулентности  $k-\omega \alpha$  SST. В ходе расчета анализировались размеры бочек, длина струи, распределение давления в различных сечениях. Проведен анализ сеточной сходимости на сетках от 100 тысяч до 10 миллионов ячеек, сравнение с экспериментальными данными. Визуализация значения полей  $U$ ,  $P$ ,  $T$  и вязкости выполнена в пакете Paraview. Расчеты проводились с использованием ресурсов кластера web-лаборатории UniHUB ([www.unihub.ru](http://www.unihub.ru)).



## НЕСТАЦИОНАРНЫЕ ТРЕХУДАРНЫЕ КОНФИГУРАЦИИ И КОНТАКТНО-ВИХРЕВЫЕ СТРУКТУРЫ, ИНИЦИИРОВАННЫЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕМ ИСТОЧНИКА ЭНЕРГИИ С ГОЛОВНОЙ УДАРНОЙ ВОЛНОЙ

Л.Г. Гвоздева<sup>1</sup>,  
О.А. Азарова<sup>2</sup>

gvozdevalg@mail.ru  
olga\_azarova@list.ru

<sup>1</sup>ОИВТ РАН, г. Москва;

<sup>2</sup>Вычислительный центр им. А.А. Дородницына Федерального исследовательского центра «Информатика и управление» РАН, г. Москва

Трехударные конфигурации и контактно-вихревые структуры — это базовые элементы сверхзвуковой аэродинамики, как внешней, так и внутренней. Эти структуры определяют распределение динамических и тепловых нагрузок на летательные аппараты, тягу и эффективность работы ракетных двигателей. Они возникают также в задачах управления головными ударными волнами в сверхзвуковых потоках с помощью внешних источников энергии [1]. Исследование таких структур является фундаментальной проблемой сверхзвуковой аэродинамики. При проектировании новой техники необходимо учитывать, что в высокоскоростных потоках за ударными волнами протекают физико-химические реакции, которые приводят к уменьшению отношения удельных теплоемкостей за фронтами ударных волн. В [2, 3] показано, что изменение  $\gamma$  заметным образом влияет на ударно-волновые структуры.

В докладе представлены результаты исследования влияния физико-химических превращений в широком диапазоне значений  $\gamma$  в газовых средах на динамику нестационарных трехударных и контактно-вихревых конфигураций при взаимодействии источника энергии с головной ударной волной. Этот подход является новым. Полученные результаты могут быть полезны при развитии способов управления сверхзвуковыми потоками путем локального вложения энергии в поток при помощи СВЧ-разряда или лазерного импульса.

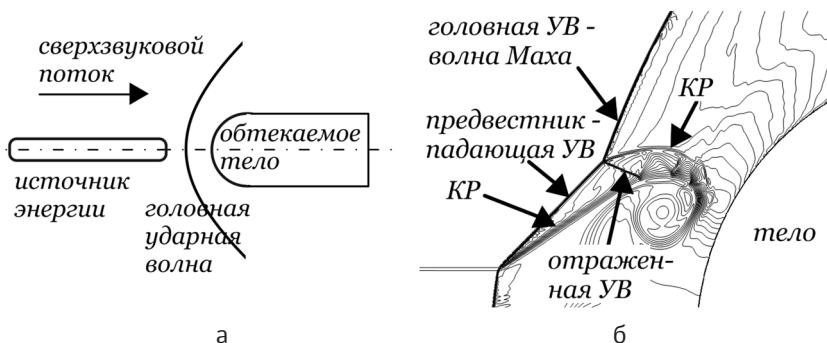


Рис. 1. а — схема течения, б — схема тройной конфигурации.

УВ — ударная волна, КР — контактный разрыв

На рис. 1а схематически представлена постановка задачи о взаимодействии источника энергии в виде протяженного разреженного канала с ударным слоем. Схема образующейся маховской тройной конфигурации представлена на рис. 1б. В расчетах используются комплексно-консервативные разностные схемы [4].

Установлено, что на первой стадии процесса взаимодействия источника энергии с ударным слоем возникает нестационарная трехударная конфигурация в режиме течения, близком к автомодельному. Исследована связь динамики рассма-

триваемых конфигураций с входными параметрами сверхзвуковых потоков с отношением теплоемкостей в диапазоне  $\gamma = 1,1 \dots 1,4$  и числом Маха набегающего потока  $M = 4$ . Получены зависимости углов, входящих в тройную конфигурацию, от показателя адиабаты среды. Получено, что угол между волной Маха и падающей ударной волной и угол между волной Маха и отраженной ударной волной убывают с уменьшением  $\gamma$ . Угол между отраженной волной и направлением контактного разрыва также убывает с уменьшением  $\gamma$ . Угол между падающей и отраженной ударными волнами, напротив, возрастает с убыванием  $\gamma$ .

Доклад содержит детальный анализ нестационарных тройных конфигураций, сравнение с аналитической теорией трехударных конфигураций, исследование закрутки контактной поверхности и динамики контактно-вихревых структур потока.

Исследования частично поддержаны РФФИ, проект № 14-08-01070а.

Литература

1. Azarova O., Knight D. Interaction of microwave and laser discharge resulting "Heat spots" with supersonic combined cylinder bodies // *Aerospace Science and Technology*. 2015. V. 43. P. 343 349.
2. Gvozdeva L., Gavrenkov S. New configuration of irregular reflection of shock waves // *Proc. 5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS)*. 2015. P. 437 452.
3. Гвоздева Л.Г., Гавренков С.А. Влияние показателя адиабаты на переход между различными типами отражения ударных волн // *ЖТФ*. 2013. Т. 3. Вып. 8. С. 155 158.
4. Азарова О.А. Об одной разностной схеме на минимальном шаблоне для расчета двумерных осесимметричных течений газа. Примеры пульсирующих потоков с неустойчивостями // *ЖВМ и МФ*. 2009. Т. 49. № 4. С. 734 753.

## СВЕРХЗВУКОВОЕ ОБТЕКАНИЕ ПЛОСКОЙ РЕШЕТКИ КОНЕЧНОГО РАЗМЕРА

С.В. Гувернюк<sup>1</sup>,  
Ф.А. Максимов<sup>1,2</sup>

[guv@imec.msu.ru](mailto:guv@imec.msu.ru)  
[f\\_a\\_maximov@mail.ru](mailto:f_a_maximov@mail.ru)

<sup>1</sup>НИИ механики МГУ, г. Москва, <sup>2</sup>ИАП РАН, г. Москва

Решетка цилиндров является простейшим примером пронцаемого экрана, представляющего собой некоторую систему большого количества мелкомасштабных твердых тел, распределенных в относительно тонком слое, протяженность которого много больше, чем масштаб структуры пронцаемости. Сверхзвуковое обтекание регулярной решетки цилиндров представляет интерес как модельная задача, на примере которой можно детально исследовать взаимосвязь внешнего крупномасштабного и локального пристеночного течений около пронцаемого тела методами численного моделирования. Кроме того, эта задача является важным примером для изучения эффектов аэродинамической интерференции при совместном обтекании систем твердых тел. Многие исследователи рассматривают совместное обтекание двух и более тел как модель полета фрагментированного метеороида, разрушившегося в атмосфере Земли. Изучение сверхзвукового обтекания сетчатых конструкций представляет интерес также в ряде технических приложений.

Для расчета сверхзвукового обтекания системы цилиндрических стержней, образующих плоскую решетку конечного размаха, применена многоблочная вычислительная технология. Воспроизведены непериодические режимы коллективного обтекания густой решетки и периодические режимы для редкой решетки. Выявлен тип

гистерезиса при обтекании решетки цилиндрических стержней, связанный с перестройкой коллективного обтекания элементов решетки. Этот гистерезис ассоциируется с известными явлениями неоднозначности течений при запуске сверхзвуковых воздухозаборников.

Показано, что аэродинамические свойства элементов плоской решетки на режиме обтекания с глобальной головной ударной волной определяются их относительным положением и не зависят от количества элементов в решетке.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 15-01-99623). Расчеты проводились на МВС-100К МСЦ РАН.

## **О НЕВЯЗКИХ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУРАХ В УДАРНОМ СЛОЕ ПРИ НЕСИММЕТРИЧНОМ ОБТЕКАНИИ V-ОБРАЗНОГО КРЫЛА**

**М.А. Зубин, Ф.А. Максимов,  
Н.А. Остапенко**

**ostap@imec.msu.ru**

НИИ механики МГУ, г. Москва

На примере несимметричного обтекания V-образного крыла с прямой передней кромкой и углом раскрытия  $120^\circ$  потоком с числом  $M = 3$  изучена возможность использования установленных ранее критериев существования невязких вихревых структур в ударном слое около крыла [1], порожденных контактными разрывами соответствующей интенсивности, исходящих из точек ветвления головной ударной волны, для контактных разрывов  $\lambda$ -конфигурации ударных волн, сопровождающей отрыв турбулентного пограничного слоя под воздействием внутренней ударной волны на подветренной консоли.

Ранее было установлено, что соотношение интенсивностей контактного разрыва  $\lambda$ -конфигурации ударных волн и контактного разрыва, исходящего из точки ветвления головной ударной волны, определяет краевые условия на границе эллиптической области конического течения и приводит при определенных условиях к возникновению на наветренной консоли новых особых линий в дополнение к линии стекания, имеющей место на наветренной консоли как при обтекании крыла идеальным газом, так и в реальном течении. Для различных сочетаний значений углов атаки и скольжения на наветренной консоли наблюдаются режимы либо с одной линией стекания, либо с четырьмя чередующимися особыми линиями — двумя линиями растекания и двумя стекания. На этом фоне изучены условия, при которых на поверхности наветренной консоли следует ожидать существование стандартных особенностей Ферри узлового типа либо седлового типа с расположенной в вершине контактного разрыва, выходящего из критической точки, вихревой особенностью Ферри.

С использованием результатов численного расчета несимметричного обтекания V-образного крыла идеальным газом, точного расчета точек ветвления ударных волн, а также экспериментальных данных, полученных с помощью различных методов, в частности, специального теневого метода для визуализации сверхзвуковых конических течений, установлено, что при интенсивности контактных разрывов, исходящих из точек ветвления головной ударной волны и  $\lambda$ -конфигурации ударных волн больше порогового значения, над наветренной консолью крыла существуют невязкие вихревые структуры — вихревые особенности Ферри.

Установлены условия, когда при наличии центрированной волны разрежения на передней кромке подветренной консоли крыла четыре особые линии на наветренной консоли перестают существовать, а реализуются режимы обтекания либо с одной точкой стекания, либо с точками растекания и стекания. Причем наличие первой из

них обусловлено областью отрыва турбулентного пограничного слоя на подветренной консоли.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 15-01-02361).

Литература

1. Зубин М.А., Максимов Ф.А., Остапенко Н.А. Доклады РАН. 2014. Т. 454. № 3. С. 282 – 288.

### **О ГИСТЕРЕЗИСНЫХ ЯВЛЕНИЯХ ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ КОЛЬЦЕВЫХ ВЫЕМОК**

**М.М. Симоненко, А.Ф. Зубков**

**sim1950@mail.ru, 9392998@mail.ru**

НИИ механики МГУ, г. Москва

Обсуждаются результаты экспериментального исследования сверхзвукового обтекания осесимметричной кольцевой выемки прямоугольного сечения на цилиндрическом теле, снабженном коническим наконечником, при изменении протяженности выемки и угла атаки.

Конструктивные особенности в виде выемок, каверн, вырезов на поверхности тел широко встречаются в объектах аэрокосмической техники. В зависимости от отношения длины  $L$  выемки к ее глубине  $h$  возможны две отличающиеся друг от друга схемы течения. Если  $L/h$  мало, реализуется открытая схема, в этом случае во всей области выемки возникает дозвуковое циркуляционное течение, отделенное от внешнего потока слоем смещения. Если  $L/h$  превышает некоторое критическое значение, реализуется замкнутая схема. В этом случае в выемке образуются две изолированные области отрыва: одна за передним, другая перед задним уступом. Промежуточный диапазон  $L/h$  отвечает так называемой переходной области, являющейся по существу областью гистерезиса, в которой возможны как открытая, так и замкнутая схемы обтекания. Область гистерезиса интересна тем, что незначительное динамическое или тепловое воздействие на течение может вызвать перестройку от одного режима течения к другому. Несмотря на большое количество экспериментальных и численных работ, понимание физики течения в выемке даже простейшей прямоугольной конфигурации все еще остается неполным. В реальных условиях обтекание осесимметричных тел зачастую происходит под углом атаки, при этом в кольцевой выемке нарушается осевая симметрия потока, возникают более сложные структуры течения. Изучение таких структур и особенностей трехмерного сверхзвукового отрывного течения имеет важное практическое значение при выборе оптимальных схем обтекания тел с выемками и управления течением.

Экспериментальная модель представляла собой цилиндрическое тело диаметром  $D = 45$  мм. На теле соосно с ним смонтирована цилиндрическая штанга диаметром  $d = 29$  мм. Штанга установлена с возможностью возвратно-поступательного перемещения относительно тела вдоль оси симметрии. На свободном конце штанги установлен наконечник в виде усеченного конуса с диаметром основания  $D$ . Зазор между телом и наконечником образует кольцевую выемку с равновеликими высотами  $h = 8$  мм переднего и заднего уступов. Эксперименты выполнены в аэродинамической трубе А-7 НИИ механики МГУ при  $M = 3$  и  $Re_1 = 3,7 \cdot 10^7 \text{ м}^{-1}$ . После выхода трубы на рабочий режим модель перемещалась на заданный угол атаки, после чего непрерывно изменялась протяженность выемки. При фиксированной протяженности выемки варьировался угол атаки. Осуществлялась скоростная съемка шлирен-изображений картин течения. Регистрировалось давление на заднем уступе выемки на расстоянии  $h/2$  от дна выемки.

По параметру относительной протяженности выемки в зависимости от угла атаки установлены границы области гистерезиса, определены условия и описаны механизмы перестройки режимов обтекания на границах этой области. Верхняя граница области гистерезиса практически не меняется при изменении угла атаки. Нижняя граница этой области более чувствительна к изменению условий обтекания выемки. Характер определенных в эксперименте зависимостей указывает на ограниченность области гистерезиса по углу атаки. При больших углах атаки реализуется комбинированная схема обтекания — замкнутая на наветренной и открытая на подветренной стороне выемки.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, грант № 15-01-99623.

## **ИОНИЗАЦИЯ СЖАТОГО СЛОЯ ПРИ СКОРОСТИ ПОЛЕТА $M \sim 17-19$ В РАЗРЕЖЕННОЙ АТМОСФЕРЕ**

**С.Т. Суржиков**

**surg@ipmnet.ru**

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, г. Москва

В работе [1] приведены данные летного эксперимента по ионизации воздуха в сжатом слое у поверхности затупленного по сфере конуса, выполняющего полет на высоте 8 248 км со скоростью 5,34 км/с, то есть при числах Маха  $M \sim 17...19$ .

Данный летный эксперимент был реализован при несколько идеализированных для реального гиперзвукового полета условиях. Применялась достаточно простая геометрия и наиболее теплонапряженная область охлаждалась. Это обеспечило наличие достаточно чистой плазмы у поверхности. Было реализовано три летных эксперимента.

Гиперзвуковой летательный аппарат (ГЛА) представлял собой конус, затупленный по сфере радиусом 16,1 см. Обтекаемое тело изготовлено из алюминия.

Возвращаемый экспериментальный аппарат поднимался при помощи ракеты Trailblazer-II на высоту около 320 км, откуда он ускорялся вниз по вертикальной траектории до скорости входа в плотные слои атмосферы 5,34 км/с.

Спускаемый аппарат был оснащен серией датчиков, позволяющих получать представление об электронной концентрации частично ионизованного слоя. В критической точке и на некотором удалении вдоль образующей (при  $s = 1,81$ , где  $s$  — продольная координата вдоль образующей конуса) располагались передающая и принимающая на частоте 28,30 МГц радиоантенны. Вдоль образующей располагались также электростатические датчики с автоматической регулировкой. В работе [1] показано, что электростатические зонды позволяют определять локальные характеристики плазмы вблизи поверхности, а радиоантенны позволяют получить представление о распределении электронов в пространстве. Однако при использовании фиксированной частоты зондирующего сигнала удается определить электронную концентрацию лишь в определенной области плазменного объема (в области достижения критической электронной концентрации). Указанные факты необходимо учитывать при попытке сравнения измеренных в летном эксперименте концентраций электронов и рассчитанных с использованием аэрофизических моделей. Для численной интерпретации результатов летного эксперимента [1] в данной работе использовался авторский компьютерный код NERAT [2]. Данный авторский код был разработан с целью проведения расчетных исследований неравновесной аэротермодинамики спускаемых космических аппаратов. В указанной работе дана физико-математическая постановка задач и описание метода численного интегрирования полной системы уравнений.

Кинетическая модель процессов неравновесной диссоциации и ионизации, используемая в данной компьютерной программе, была валидирована сравнением с данными летного эксперимента RAM-C-II [3, 4]. Важно, что скорость экспериментального ГЛА в [4] была 7,5 км/с, то есть в зависимости от высоты числа Маха изменялись в диапазоне  $M \sim 24 \dots 27$ . Характерные числа Рейнольдса составляли  $1,6 \cdot 10^3 \dots 2,0 \cdot 10^4$ , так что обтекание можно считать ламинарным.

Литература

1. Hayes D., Rotman W. AIAA J. 1973. Vol. 11. No. 5.
2. Суржигов С.Т. Радиационная газовая динамика спускаемых космических аппаратов. Многотемпературные модели. М.: ИПМех РАН, 2013. 706 с.
3. Candler G.V., MacCormack R.W. J. of Thermophysics. 1991. Vol. 5. № 3.
4. Akey N.D., Cross A.E. Radio Blackout Alleviation and Plasma Diagnostic Results from a 25000 Foot per Second Blunt Body Reentry. NASA TN D-5615. February, 1970.

### ОБТЕКАНИЕ V-ОБРАЗНЫХ КРЫЛЬЕВ ПРИ УГЛАХ СКОЛЬЖЕНИЯ

Ф.А. Максимов<sup>1,2</sup>,  
Н.А. Остапенко<sup>1</sup>

f\_a\_maximov@mail.ru  
ostap@imec.ms.u

<sup>1</sup>НИИ механики МГУ, г. Москва; <sup>2</sup>ИАП РАН, г. Москва

Приведены результаты теоретического исследования несимметричного обтекания V-образных крыльев с углом раскрытия, большим  $\pi$ , имеющих на всех режимах сверхзвуковые передние кромки. Обнаружено широкое разнообразие ранее не описанных в литературе схем течения в ударном слое в зависимости от числа Маха, углов атаки и скольжения, обусловленное наличием точки излома поперечного контура крыла. К ним, в частности, следует отнести: срыв потока с наветренной консоли и наличие вихря на режимах обтекания со скольжением и с дозвуковым течением на сфере в окрестности центральной хорды крыла; при увеличении угла скольжения существование транс- и сверхзвукового течения по обводу вихря и в возвратном потоке около стенки подветренной консоли с образованием ударных волн. Для одной из последовательностей схем течения, имеющих место при умеренных числах Маха невозмущенного потока с ростом угла скольжения, характерно сближение точки растекания линии тока, замыкающей вихрь, и узла линий тока на поверхности подветренной консоли. Когда в окрестностях точки излома контура реализуются условия, допускающие существование центрированной волны разрежения, вихрь сдвигается вниз по потоку вдоль поверхности крыла, а перед ним образуется ударная волна. После «слияния» указанных точки растекания и узла линий тока на подветренной консоли остается лишь точка стекания, в которую входят линии тока, идущие от передних кромок крыла, и вихревая особенность Ферри над ней. При умеренных и гиперзвуковых числах Маха в ограниченном диапазоне изменения угла скольжения характерно появление дополнительных критических точек на подветренной консоли: стекания и растекания. При таких режимах вихрь у точки излома контура прекращает свое существование и на изломе контура осуществляется течение в центрированной волне Римана. При гиперзвуковых числах Маха и больших углах скольжения на поверхности подветренной консоли реализуется лишь узел линий тока.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 15-01-02361).

## К ВОПРОСУ ОБ ОБОСНОВАННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НА ПРАКТИКЕ РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ОКИСЛЕНИЯ УГЛЕРОДНОГО МАТЕРИАЛА В ГАЗОВЫХ ПОТОКАХ

**В.В. Горский, И.И. Милохин, А.А. Оленичева**

АО «ВПК «НПО Машиностроения», г. Реутов; МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В докладе рассматриваются установленные экспериментально основные закономерности окисления углеродного материала в газовых потоках, приводятся различные физико-математические модели описания данного процесса. Показана возможность описания указанных закономерностей в рамках применения уравнения Аррениуса с использованием допущений о том, что:

- справедлива аналогия между процессами теплообмена в пограничном слое;
- влияние вдува газа на теплообмен рассматривается в линейной постановке;
- стенка является абсолютно каталитичной;
- химический состав газовой смеси в пограничном слое ограничен атомарным и молекулярным кислородом, оксидом и диоксидом углерода и аргоном;
- скорость окисления углерода молекулярным кислородом рассчитывается в соответствии с известными экспериментальными данными;
- скорость окисления углерода атомарным кислородом записывается в той же форме, что и для молекулярного кислорода.

Отмечается, что использование такого подхода на практике при достаточно больших скоростях окисления углерода не является обоснованным в первую очередь из-за отсутствия соответствующих экспериментальных данных по кинетике окисления углерода атомарным кислородом.

Подвергается критике подход к описанию кинетики окисления углерода атомарным кислородом, применяемый в работах Рознера, Аллендорфа и Парка [1, 2]. Вызывают сомнения выводы, сделанные в этих работах о том, что:

- кинетики окисления углерода атомарным и молекулярным кислородом принципиально отличаются;
- скорость окисления может быть описана при помощи уравнения Герца — Кнудсена.

Отмечается, что обработка экспериментальных данных в этих работах проводилась без учета реального содержания окислителя на стенке и что такая форма записи уравнения для расчета скорости окисления углерода не позволяет качественно описать соответствующие экспериментальные данные по окислению углерода молекулярным кислородом, достоверность которых не вызывает сомнения.

Отмечается, что в работе Власова и Залогина [3] сделан ничем не обоснованный вывод о том, что в экспериментах, анализируемых в работах Рознера, Аллендорфа и Парка, процесс окисления углерода проходил при свободно-молекулярном режиме обтекания газом стенки. Так, в частности, в первой из этих работ эксперименты проводились при давлении 1 Тор, которому соответствует длина свободного пробега, равная примерно 0,01 см, а не 3 см, как указано в статье Власова и Залогина.

Литература

1. Ракетная техника и космонавтика. 1968. № 4.
2. Ракетная техника и космонавтика. 1976. № 11.
3. Космонавтика и ракетостроение. 2015. № 2.

### **ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ЭКСПЕРИМЕНТОВ В СТРУЯХ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ ЖРД ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АБЛЯЦИОННЫХ СВОЙСТВ МАТЕРИАЛОВ НА БОКОВЫХ ПОВЕРХНОСТЯХ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛА**

**В.В. Горский, М.Г. Ковальский**

**not-alone@yandex.ru**

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Экспериментальные исследования обгара теплозащитных материалов (ТЗМ) на затупленных частях гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) широко используются в технике. В то же время информация о проведении аналогичных исследований для боковых поверхностей ГЛА в литературе отсутствует.

Одной из важных проблем, с которой сталкивается исследователь при проведении работ такого рода, является численное моделирование обтекания испытываемой модели недорасширенной газовой струей. Современный уровень развития вычислительной газовой динамики позволяет адекватно описать картину обтекания модели, однако для решения этой задачи должны быть учтены в том числе расходимость струи, истекающей из сопла ЖРД, ее химический состав, а также изменение формы модели в процессе эксперимента. Ключевыми параметрами, полученными в результате указанного численного моделирования, являются распределение давления и коэффициента теплообмена на боковой поверхности модели.

В докладе представлены результаты серии проведенных в АО «ВПК «НПО машиностроения» численных экспериментов и сравнение распределения параметров теплообмена и давления с имеющимися экспериментальными данными, в том числе при варьировании в широком диапазоне:

- расходимости истекающей из сопла ЖРД струи;
- угла полураствора конусовидной модели;
- расстояния от среза сопла до модели.

Сделаны выводы, касающиеся ограничений применимости используемых расчетно-теоретических моделей для решения подобного класса задач.

Показана возможность получения абляционных характеристик исследуемого материала из данных экспериментов.

### **ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ НА ВЫХОДЕ ИЗ ПЛОСКИХ СОПЕЛ ПРИ НАЛИЧИИ УДАРНЫХ ВОЛН**

**Л.Г. Гвоздева, А.Ю. Чулюнин**

**gvozdevalg@mail.ru, chulyu-n@mail.ru**

ОИВТ РАН, НИИ механики МГУ, г. Москва

Исследование структуры сверхзвуковых струй, истекающих из сопел, является важной проблемой современной аэродинамики, так как потери в струе влияют на эффективность работы ракетных двигателей. При выходе газовой струи из сопла на его срезе возникают косые ударные волны вследствие разницы давлений на срезе и в окружающей среде. Они взаимодействуют друг с другом. В зависимости от перепада давлений, числа Маха на выходе и отношения удельных теплоемкостей газа образуются или регулярные пересечения ударных волн или так называемый мостообразный скачок — нерегулярное маховское отражение. При значительном превышении внешнего давления по сравнению с давлением на срезе сопла ударные волны входят внутрь сопла, вызывая отрыв потока на его стенках.



Для плоских идеальных сопел известно, что последовательность картин отражений при постепенном снижении внешнего давления следующая: сначала регулярное отражение, затем маховское отражение, затем отрыв потока внутри сопла. Переход от регулярного к маховскому отражению можно рассчитать, используя двух- и трехударную теорию фон Неймана. Оказалось, что в плоских неидеальных соплах с клинообразными стенками в расширяющейся части последовательность смены картин отражения другая: стадия маховского отражения исчезает, после регулярного отражения появляется отрыв потока в сопле [1]. В последнее время стало известно, что на границы перехода между различными типами отражения большое влияние оказывает отношение удельных теплоемкостей [2].

В настоящей работе численно исследовалось плоское неидеальное сопло. Изучалась сложная система, состоящая из течения во внутренней части сопла и процесса истечения струи. Ширина горловины сопла равнялась 16 мм. Отношение площадей выходного сечения и горловины было равно 8. Угол раскрытия образующих сопла —  $10^\circ$ . Изучалась зависимость структуры потока от отношения удельных теплоемкостей газа (это отношение принимало значения 1,4 и 1,2). Расчеты проводились при различных значениях величины NPR (нормального отношения давлений — отношение полного давления на входе в сопло к давлению на срезе сопла). Эта величина принимала значения 20, 10, 5. Для расчетов использовался сертифицированный программный комплекс STAR CCM+, который базируется на численном решении уравнений Эйлера, Навье — Стокса и Рейнольдса с помощью метода контрольного объема. Расчет проводился на двумерной неструктурированной многогранной сетке со сгущением у стенок сопла и адаптацией по ударной волне. Исследование на сеточную сходимость показало, что оптимальное число элементов для исследуемой конфигурации составляет 120 тысяч. В качестве дискретизации конвективных членов использовалась схема MUSCL 3-го порядка [3].

В результате были созданы твердотельные и сеточные методы расчета истечения струи сжимаемого газа из сопла, которые могут быть использованы для анализа структуры течения. В серии вычислительных экспериментов исследована зависимость структуры сверхзвуковой струи от отношения давления на входе в сопло к давлению в окружающей среде ( $NPR = 20, 10, 5$ ). При  $NPR = 20$  наблюдается типичная структура потока, характерная для регулярного отражения. При уменьшении NPR точка пересечения ударной волны с осью смещается внутрь сопла (стадии маховского отражения не наблюдалось). На стенке сопла инициируется отрыв, величина которого тем больше, чем меньше значение NPR. Исследования влияния показателя адиабаты  $\gamma$  на структуру струи показало, что при уменьшении показателя адиабаты отрыв потока становится намного меньше, а точка отражения смещается вправо от горловины.

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (проект № 14-08-01070А).

Литература

1. Shimshi E., Ben-Dor G., Levy A. Viscous simulation of shock reflection hysteresis in ideal and tapered overexpanded planar nozzles.
2. Гвоздева Л.Г., Гавренков С.А. Влияние показателя адиабаты на переход между отдельными типами отражения ударных волн // Журнал технической физики. 2013. Т. 3. Вып. 8. С. 155–158.
3. Gvozdeva L.G., Chulyunin A.Yu. Numerical investigation of regular and Mach reflections at the expiration of the gas jet from the nozzle 6-th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS). 2015. P. 471–486.

### **ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ КРЫЛА МАЛОГО УДЛИНЕНИЯ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СВЕРХЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

**А.Н. Кравцов, А.В. Панюшкин**

**kravcow-an@rambler.ru**

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский

Современные летательные аппараты (ЛА) должны иметь аэродинамические формы, поэтому необходима оптимизация как отдельных элементов, так и всего ЛА в целом. При конфигурации ЛА, выполненной по схеме «фюзеляж + крыло малого удлинения + оперение», нужно проводить совместные комплексные оптимизационные исследования аэродинамических характеристик.

Сделано численное моделирование обтекания аэродинамической конфигурации в виде комбинации осесимметричного корпуса с крестообразными несущими поверхностями — крылом малого удлинения и тандемными с ним полностью поворотными рулями. Расчетные исследования особенностей аэродинамического взаимодействия элементов сверхзвукового ЛА выполнены в рамках системы уравнений Эйлера [1] и осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса [2]. Исследуются параметры крыла малого удлинения и их влияние на аэродинамические характеристики ЛА в целом. Представлены продольные и поперечные поля статического давления  $P/P_\infty$ , пространственные распределения газодинамических параметров в потоке и на поверхности ЛА. Рассматриваются качественные особенности сверхзвукового обтекания, связанные с аэродинамическими характеристиками рассматриваемой конфигурации. Особое внимание придавалось физической стороне вопросов обтекания конфигурации «фюзеляж + крыло малого удлинения + оперение» и выяснению механизмов интерференции крыла малого удлинения с фюзеляжем и оперением ЛА. Проведен анализ особенностей обтекания и оптимизация параметров крыла малого удлинения рассматриваемой конфигурации.

Качественные особенности сверхзвукового обтекания, анализ результатов численного моделирования и оптимизация параметров крыла малого удлинения представляют теоретический интерес и имеют практическое значение при выборе рациональных параметров ЛА.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 13-01-00854-а).

Литература

1. Горский В.В., Ватолина Е.В., Братчев А.В. и др. Математическое моделирование тепловых и газодинамических процессов при проектировании летательных аппаратов / Под ред. В.В. Горского. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. 212 с.
2. Hirsch C. Numerical Computational of Internal and External Flows. John Wiley and Sons. 2007.

## НЕСТАЦИОНАРНЫЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ ПРИ ПЕРИОДИЧЕСКОМ ВДУВЕ ХОЛОДНОГО ВОЗДУХА В КАНАЛ ГПВРД

Р.К. Селезнев,  
С.Т. Суржиков

roman.seleznev@phystech.edu  
surg@ipmnet.ru

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН,  
Всероссийский научно-исследовательский институт автоматики, г. Москва

В работе моделируется процесс горения водородно-воздушной смеси при периодическом вдуве холодного воздуха поперек основного сверхзвукового потока. Поля концентраций химических компонент, давления и температуры рассчитываются с помощью двумерной вычислительной модели, основанной на нестационарных уравнениях Навье — Стокса, сохранения энергии, уравнениях диффузии и системы уравнений химической кинетики. Представлена визуализация двумерных расчетов полей температуры, скорости, давления и концентраций химических компонент.

Результаты ранее выполненных исследований [1, 2] показали возможность управления режимом горения в канале модельной энергетической установки типа гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) с использованием импульсно-периодического поперечного вдува воздуха ниже по течению от области воспламенения компонентов горючего.

В докладе демонстрируются анимационные результаты двумерного численного моделирования термогазодинамических процессов в прямоугольном канале ГПВРД экспериментальной установки [1, 2] и иллюстрируются наблюдаемые в экспериментах режимы течения.

Первая фаза расчета состоит в определении квазистационарного режима горения в потоке воздуха с температурой  $T = 889$  К, давлением  $p = 0,896$  атм и скоростью  $M = 2,0$  молекулярного водорода, подаваемого в перпендикулярном направлении на расстоянии 50 мм от начала камеры, с параметрами  $V_{in} = 6,24$  см/с,  $p = 1$  атм,  $T = 242$  К. Диаметр водородной струи равен  $d = 4$  мм. На этом этапе реализуется диффузионный режим горения с относительно малоинтенсивным тепловыделением на основном участке камеры сгорания (на расстоянии от 175 мм до 505 мм от начала камеры сгорания).

При включении клапана, через который инжектируется воздушная струя с параметрами  $M = 1$ ,  $p = 2,64$  атм,  $T = 242$  К, горение заметно интенсифицируется, о чём свидетельствует повышение температуры на начальном участке канала (от начала камеры сгорания до 175 мм).

При прекращении подачи воздуха из клапана режим горения переходит от интенсивного к диффузионному малоинтенсивному. Таким образом, реализуется периодический процесс горения в прямоугольном канале. Время вдува в расчетах составляло 0,5 мс, а время между вдувами — 1 мс.

Детали численной методики изложены в [3].

Литература

1. Zabaykin V.A., Naumov I.E., Tretyakov P.K. Journal of Engineering Physics and Thermophysics. 2012. Vol. 85. № 6.
2. Tretyakov P.K. Combustion, Explosion & Shock Waves. 2012. Vol. 48. Issue 6.
3. Surzhikov S.T., Seleznev R.K., Tretjakov P.K., Zabaykin V.A. AIAA 2014–3917, 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. 2014.

### ТЕПЛОВОЙ ЦИКЛ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ОСНОВЕ НИЗКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ЯДЕРНЫХ РЕАКЦИЙ

М.Я. Иванов, В.П. Кокорев, В.К. Мамаев      [ivanov@ciam.ru](mailto:ivanov@ciam.ru)

ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва

В современных аэрокосмических двигателях тепловые процессы происходят за счет энергии, полученной с помощью химических реакций окисления углеводородных топлив (в частности, воздушно-реактивные двигатели работают на авиационном керосине и используют известный тепловой цикл Брайтона). В настоящем докладе обобщается возможность применения в аэрокосмических двигателях тепловых процессов на основе низкоэнергетических ядерных реакций (НЭЯР). НЭЯР существенно отличаются от традиционного ядерного синтеза элементов, так как происходят при достаточно низких значениях температуры и энергии протекающих ядерных реакций. Система НЭЯР представляет собой разновидность ядерной энергии, выделяемой при изменении изотопного состава топлив, и потенциально в 4 000 раз превосходит энергетическую плотность химических источников энергии. При этом отсутствуют эмиссия вредных веществ и радиоактивное излучение, что делает применение НЭЯР исключительно многообещающим не только в аэрокосмической технике, но также в наземной энергетике, теплоснабжении и на транспорте.

В первой части работы изложены элементы теории НЭЯР. Предложена интегриро-дифференциальная модель LENR, основанная на анализе дефекта массы исходных и конечных продуктов сгорания и законе Авогадро. Наша модель всецело опирается на основы классической ядерной физики и термодинамики. Она позволяет рекомендовать новые составы топлив для аналогичных процессов теплогенерации со сравнительными оценками их термической эффективности.

Во второй части работы обоснована возможность применения НЭЯР в аэрокосмических силовых установках. Из-за глобальной зависимости энергии ЛА от сырой нефти необходимы революционные изменения с внедрением НЭЯР технологий для перспективных силовых установок. Использование тепловых циклов на основе НЭЯР обещает кардинальное улучшение характеристик ЛА и окажет существенное влияние на реализуемые возможности в энергетике, экологию, экономику и в целом на темпы развития нашего общества.

### ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В ГАЗООБРАЗНОМ МЕТАНЕ

В.А. Алтунин<sup>1</sup>,      [altspacevi@yahoo.com](mailto:altspacevi@yahoo.com)  
К.В. Алтунин<sup>1</sup>, В.П. Демиденко<sup>2</sup>,  
С.Я. Коханова<sup>1</sup>, М.Р. Абдуллин<sup>1</sup>, Ю.С. Коханова<sup>1</sup>, М.Л. Яновская<sup>3</sup>

<sup>1</sup>КНИТУ – КАИ им. А.Н. Туполева, г. Казань;

<sup>2</sup>МВАА, г. Санкт-Петербург;

<sup>3</sup>ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва

Известно, что запасов нефти в нашей стране осталось на 50 лет, а природного газа — на 200 лет. Именно поэтому правительство РФ приняло решение о постепенном переводе двигателей и энергоустановок наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования на газообразное углеводородное горючее и охладители.

Для расширения знаний об особенностях тепловых процессов в газообразном метане были проведены экспериментальные исследования в условиях его естественной и вынужденной конвекции при различных давлениях, температурах и массовых скоростях прокачки.

Получены новые результаты влияния давления и плотности теплового потока на увеличение коэффициента теплоотдачи к газообразному метану.

Дальнейшие эксперименты проводились при влиянии магнитных и электростатических полей. Установлено, что магнитные поля очень слабо влияют на интенсификацию теплоотдачи к газообразному метану, практически не влияют на предотвращение осадкообразования на нагреваемом рабочем участке; электростатические поля, наоборот, оказывают значительное влияние. Определены границы и зоны применимости электростатических полей в условиях естественной и вынужденной конвекции газообразного метана.

На основе результатов экспериментальных исследований:

- разработаны алгоритмы применения и методики расчёта электростатических полей для интенсификации теплоотдачи и предотвращения осадкообразования в условиях естественной и вынужденной конвекции газообразного метана;
- открыты возможности: смещения одновременно двух и более видов газообразного горючего, приведения их к единому новому горючему с новыми свойствами; ионизации газообразного горючего — для повышения экологического качества его сжигания;
- разработаны и запатентованы: новые способы борьбы с осадкообразованием в газообразном метане; новые конструктивные схемы форсунок, фильтров, каналов, систем охлаждения двигателей и энергоустановок различного назначения и базирования; датчиков и систем контроля над тепловыми процессами.

Применение материалов доклада повысит ресурс, надёжность и безопасность отечественной перспективной техники XXI века.

## **РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ КОНЦЕПЦИИ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА В РАМКАХ МЕЖДУНАРОДНОГО ПРОЕКТА HEXAFLY-INT**

**Н.В. Воеводенко, А.А. Губанов, М.А. Иванькин, В.А. Талызин, А.О. Шардин**

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский

Проблемой создания концепций высокоскоростных пассажирских самолетов занимаются в настоящее время во многих странах мира. ЦАГИ вместе с ЦИАМ, ЛИИ и ФАЛТ МФТИ участвует в международном проекте HEXAFLY-INT, в рамках которого исследуется одна из возможных компоновок пассажирского летательного аппарата с комбинированной силовой установкой на водородном топливе. Внешний вид исследуемого самолета разработан европейскими учеными [1] при выполнении работ по прошлым проектам, например, ATTLAS, ATTLAS II, LAPCAT, LAPCAT II и др.

С 2014 года ЦАГИ проводит работы по всестороннему исследованию предложенной концепции. В части экспериментальных исследований проводятся испытания воздухозаборного устройства в АДТ Т-116 ЦАГИ, камеры сгорания в АДТ Т-131 ЦАГИ, а также аэродинамической модели летательного аппарата в АДТ Т-116 ЦАГИ как с протоком, так и без него. В части расчетных исследований определяется аэродвигательный баланс, внешние аэродинамические характеристики летательного аппарата, параметры звукового удара, траектория полета и т. д. Стоит отметить, что наряду с коммерчески-

ми пакетами широко используются программные коды, разработанные сотрудниками ЦАГИ, что позволяет проводить дополнительную верификацию используемых численных методов.

Цикл конструкторских работ связан с подготовкой к летному эксперименту, запланированному на 2018 год, модели планера без протока. Во время летного эксперимента с помощью модели планера, повторяющей внешние обводы исследуемой концепции высокоскоростного пассажирского самолета, будет продемонстрирована возможность устойчивого и управляемого полета при числе  $M = 7...8$  на высоте 31 км. Начало изготовления летного образца в ЦАГИ намечено на 2016 год.

Работа выполнена в рамках скоординированного международного проекта HEXAFly-INT 7-й рамочной программы ЕС [2] при поддержке Минпромторга РФ.

Литература

1. Steelant J. and Langener T. «The LAPCAT-MR2 hypersonic cruiser concept», in 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), St. Petersburg, September 7–12, 2014.
2. URL: [http://www.esa.int/techresources/hexafly\\_int](http://www.esa.int/techresources/hexafly_int)

### **РАСПРОСТРАНЕНИЕ ДЕТОНАЦИОННОЙ ВОЛНЫ В ВОДОРОДНО-ВОЗДУШНЫХ СМЕСЯХ В КАНАЛЕ СО ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ**

**Г.Ю. Бивол, С.В. Головастов, В.В. Голуб**

**grigorij-bivol@yandex.ru**

ОИВТ РАН, г. Москва

Помимо химических способов ингибирования детонационного горения [1], одним из методов ослабления интенсивности детонационной волны, ее замедления и даже распада может быть использование специальных акустически поглощающих элементов конструкций. Механизмы воздействия заключаются в том, что на подобных поверхностях происходит ослабление поперечных волн, составляющих фронт детонационной волны, увеличение теплопотерь и уменьшение давления из-за уноса массы в поры [2]. Это вызывает разрушение ячеистой структуры, являющейся важной частью детонационной волны. Для смесей с нерегулярной ячеистой структурой поперечные волны играют основную роль в подавлении детонации. Однако для смесей с регулярной ячеистой структурой основную роль в подавлении детонации выполняет уход массы в пористые стенки и искривление фронта пламени [3]. Однако в существующих работах смеси используются при низком давлении, что не соответствует условиям практической применимости данных покрытий.

Цель работы заключалась в определении степени ослабления детонационной волны в водородно-воздушной смеси с помощью звукопоглощающих покрытий с открытыми порами в зависимости от концентрации водорода и толщины поглощающего слоя.

Эксперименты проводились в цилиндрической детонационной трубе, открытой с одного конца. Иницирование взрывчатой смеси производилось с помощью искрового разряда, расположенного у закрытого конца детонационной трубы. В качестве звукопоглощающих элементов использовался акустический поролон с открытыми порами размером 2 мм и плотностью 0,035 г/см<sup>3</sup>. С помощью скоростной камеры получены  $x-t$  диаграммы распространения фронта пламени. Давление измерялось пьезоэлектрическими датчиками.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда (проект № 14-50-00124).

Литература

1. Azatyan V.V., Medvedev S.N., Frolov S.M. Mathematical modeling of the chemical inhibition of the detonation of hydrogen-air mixtures // Russian Journal of Physical Chemistry B, Focus on Physics. 2010. Vol. 4. №. 2. P. 308–320.
2. Бивол Г.Ю., Головастов С.В., Голуб В.В. Распространение детонационной волны в водородно-воздушных смесях в каналах со звукопоглощающей поверхностью // ПЖТФ. 2015. Т. 41. №. 24. С. 17–22.
3. Radulescu M.I., Lee J.H.S. The failure mechanism of gaseous detonations: experiments in porous wall tubes // Combustion and Flame. 2002. Vol. 131. №. 1. P. 29–46.

## ПЕРЕХОД ГОРЕНИЯ В ДЕТОНАЦИЮ В КРИВОЛИНЕЙНОМ КАНАЛЕ

**С.В. Головастов,**

**golovastov@yandex.ru**

**А.Ю. Микушкин, В.В. Голуб**

ОИВТ температур РАН, г. Москва

Одним из распространенных способов сокращения перехода горения в детонацию является использование различного рода геометрических преград, установленных внутри канала, по которому распространяется фронт пламени: кольцевых преград [1], спиралей [2], центрального тела [3] и др., в том числе изгиб канала [4]. Вследствие отражения волновых возмущений, распространяющихся перед ускоряющимся фронтом пламени, формируются дополнительные очаги воспламенения. Это приводит к дополнительному выделению энергии и к сокращению преддетонационного расстояния. С другой стороны, расположение преград, в некоторой степени перекрывающих сечение канала, приводит к снижению импульса продуктов сгорания.

Геометрическим объектом, изменяющим форму круглого канала, но снижающим потери импульса продуктов сгорания, является плоская спираль, расположенная вдоль оси канала. Такая спираль разделяет канал круглого сечения на две части. Эффективный диаметр каждого отдельного полуканала сокращается в 1,4 раза. Целью работы было экспериментальное определение динамики перехода горения в детонацию в канале с расположенными внутри него плоскими спиральями в водородно-воздушных смесях.

Влияние спиралей на формирование детонации проводилось в цилиндрической детонационной трубе с внутренним диаметром 20 мм и длиной 2,5 м. Спираль длиной 400 мм располагалась на расстоянии 1,5 м от искрового разрядника. Использовались две спирали с шагом 10 см и 20 см, а также плоская пластина (шаг ∞).

Эксперименты, проведенные в водородно-воздушных смесях для трех значений ER (equivalence ratio) 0,7, 1,0 и 1,5, показали, что формирование детонации при использовании спиральной пластины возникает на первом витке спирали для всех трех используемых значений ER. Сравнение экспериментальных данных, полученных при использовании плоской пластины, показало, что наблюдаемый эффект обусловлен исключительно кривизной поверхности, а не сокращением эффективного диаметра в 1,4 раза. Таким образом, использование спиралей может оказаться эффективным элементом для снижения преддетонационного расстояния.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда (№ 14-50-00124).

### Литература

1. Porowski R., Teodorczyk A. Experimental study on DDT for hydrogen-methane-air mixtures in tube with obstacles // Journal of Loss Prevention in the Process Industries. 2013. Vol. 26. I. 2. P. 374–379.
2. Щелкин К.И. Быстрое горение и спиновая детонация газов. М.: Военное изд-во МВС СССР, 1949.
3. Фролов С.М., Шамшин И.О., Медведев С.Н., Дубровский А.В. Иницирование детонации в трубе с профилированным центральным телом // Доклады Академии наук. 2011. Т. 438. № 5. С. 640–643.
4. Frolov S.M., Aksenov V.S., Shamshin I.O. Shock wave and detonation propagation through U-bend tubes. Proceedings of the Combustion Institute. 2007. Vol. 31. P. 2421–2428.

## ФИЗИКА РОСТА ЭНТРОПИИ

**М.Я. Иванов, В.К. Мамаев**

**ivanov@ciam.ru**

ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва

Выполнен углубленный анализ связи природы роста энтропии и потерь полного давления с законами сохранения, описывающими высокотемпературные процессы аэродинамики. Анализ проводится на основе теоретического рассмотрения и накопленной практики создания авиационных силовых установок. Проведенное исследование позволяет сформулировать методологию аккуратного учета тепловых потерь (прежде всего потерь на излучение) при решении прикладных задач внешней и внутренней аэродинамики. Основную идею работы можно продемонстрировать с помощью следующего теоретического рассмотрения.

В задачах термодинамики (с подводом тепла) при использовании уравнения импульсов в продифференцированной форме

$$\frac{d\bar{u}}{dt} = -\frac{1}{\rho} \text{grad } p$$

необходимо учитывать следующее принципиальное обстоятельство [1]. Из приведенного соотношения при умножении его на вектор скорости можем получить

$$\frac{1}{2} \frac{dq^2}{dt} = -\frac{\bar{u}}{\rho} \text{grad } p$$

где  $q_2$  — квадрат модуля скорости. Последнее соотношение представляет собой один из вариантов записи «теоремы живых сил», и на его основе с использованием первого начала термодинамики обычно выводят закон сохранения энергии [2, 3]. В общем случае процессов с подводом тепла или при наличии разрывов (скачков уплотнения) в качестве исходного необходимо использовать не первое начало термодинамики, а исходный закон сохранения энергии [4] и уже затем аккуратно переходить к началам термодинамики и оценке изменения энтропии.

С целью подтверждения сказанного запишем закон сохранения энергии в интегральной форме [5]:

$$\frac{d}{dt} \iiint_{\omega(t)} \rho \left( \frac{1}{2} q^2 + \epsilon \right) d\omega = - \iint_{\gamma(t)} p \bar{u} n d\gamma + \iiint_{\omega(t)} \rho Q d\omega$$

Правая часть данного уравнения содержит мощность, развиваемую силами давления (первое слагаемое), плюс скорость притока дополнительной энергии (в част-



ности, тепла)  $Q$  на единицу массы (второе слагаемое). Получаемый из интегрального соотношения дифференциальный закон сохранения энергии (для гладких решений) сводится к виду

$$\frac{d\varepsilon}{dt} + p \frac{d}{dt} \left( \frac{1}{\rho} \right) + \frac{d}{dt} \left( \frac{q^2}{2} \right) + \bar{u} \operatorname{grad} p = Q$$

Это соотношение показывает, что тепло, подводимое со скоростью  $Q$  к движущейся частице, затрачивается на возрастание удельной внутренней энергии, совершение работы силами давления, изменение удельной кинетической энергии и на изменение величины  $\bar{u}(\operatorname{grad} p)/\rho$ . Таким образом, для рассматриваемого динамического процесса подвода тепла на гладких решениях выполняется закон сохранения энергии, отличающийся в общем случае от первого начала термодинамики:

$$\frac{d\varepsilon}{dt} + p \frac{d}{dt} \left( \frac{1}{\rho} \right) = Q$$

В рассмотренном нами общем случае движущейся среды подводимое к частице тепло можно разделить на два слагаемых и записать:

$$\frac{d\varepsilon}{dt} + p \frac{d}{dt} \left( \frac{1}{\rho} \right) = Q_1$$

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{q^2}{2} \right) + \bar{u} \operatorname{grad} p = Q_2$$

Последнее соотношение определяет потери полного давления при подводе тепла к движущейся материальной среде [6].

Первое начало термодинамики, записанное в традиционном виде, справедливо для квазистатических процессов и не учитывает потери полного давления при подводе тепла к движущемуся потоку газа. Потери полного давления появляются в процессе сжатия движущегося газа (при пересечении характеристик в пространственно-временной плоскости). При этом связь давления с плотностью выражается адиабатой Гюгонио. Для стационарного процесса сжатия в плоскости ( $\rho, v=1/\rho$ ) переход из одного состояния в другое осуществляется по прямым Михельсона [7] (аналогично процессу подвода тепла при дефлаграционном сгорании). Сказанное достаточно аккуратно демонстрирует физику роста энтропии и потерь полного давления в процессах теплоподвода (в частности, при термогазодинамическом расчете теплового процесса в воздушно-реактивных двигателях). В докладе приводятся конкретные примеры теплового расчета газотурбинных двигателей и установок (с учетом вышеуказанных потерь полного давления).

#### Литература

1. Гельфанд И.М. Некоторые задачи теории квазилинейных уравнений // Успехи матем. наук. 1959. Т. 14. Вып. 2(86). С. 87–158.
2. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Гидродинамика. М.: Наука, 1986. 736 с.
3. Зельдович Я.Б., Райзер Ю.Л. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений. М.: Наука, 1966. 686 с.
4. Годунов С.К. О понятии обобщенного решения // Докл. АН СССР. 1960. Т. 134. № 6. С. 1279–1282.
5. Овсянников Л.В. Лекции по основам газовой динамики. М.: Наука, 1981. 368 с.
6. Теория ВРД / Под ред. С.М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1975. 568 с.
7. Черный Г.Г. Газовая динамика. М.: Наука, 1988. 424 с.

### ВЛИЯНИЕ ОТРАЖЕННЫХ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ НА УСКОРЕНИЕ ФРОНТА ПЛАМЕНИ

**А.Е. Коробов,  
В.В. Володин, С.В. Головастов, В.В. Голуб**

**korobov.work@gmail.com**

ОИВТ РАН, г. Москва

Скорость распространения фронта пламени при дефлаграции водородно-воздушных смесей сильно зависит от неустойчивостей фронта пламени. Влияние акустического поля на фазу энерговыделения и термодинамические параметры сгораемого газа приведено в работах [1] для перехода горения в детонацию, в работе [2] для горения. В работах [3, 4] описан характер воздействия акустического поля на струю топливной смеси и дальнейшее горение струи.

Несмотря на то что генерируемое внешнее акустическое поле может являться промутером, ускоряющим фронт пламени, подобное акустическое поле может также приводить к разрушению неустойчивостей, если интенсивность этого поля превышает интенсивность генерируемых неустойчивостей, а частота либо фаза не попадают в резонанс. Подобный метод может оказаться эффективным для предотвращения развития опасных режимов горения.

Целью работы было определение частотного спектра акустических возмущений, излучаемых ускоряющимся фронтом пламени в водородно-воздушной смеси, и влияния акустически поглощающих покрытий на скорость фронта пламени.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда (проект № 14-50-00124).

Литература

1. Massa L., Lu F.K. Combustion Theory and Modelling. 2011. Т. 15. №. 3. С. 347-371.
2. Wang Z. et al. Proceedings of the Combustion Institute. 2015. Т. 35. №. 2. С. 2137-2144.
3. Krivokorytov M.S., Golub V.V., Moralev I.A. Technical Physics Letters. 2013. Т. 39. № 9. С. 814-817.
4. Kartheekyan S., Chakravarthy S.R. Combustion and flame. 2006. Т. 146. №. 3. С. 513-529.

### МНОГОСТУПЕНЧАТАЯ ДЕТОНАЦИЯ В МЕТАНО-КИСЛОРОДНЫХ СМЕСЯХ

**С.В. Головастов, Г.Ю. Бивол, В.В. Голуб**

**golovastov@yandex.ru**

ОИВТ температур РАН, г. Москва

Пересжатая детонационная волна — это волна детонации, которая проходит по ударно-сжатой непрореагировавшей смеси [1]. Давление на фронте пересжатой детонационной волны в 1,4...1,6 раза выше давления на фронте стационарной детонации Чепмена — Жуге. Такое превышение параметров за фронтом пересжатых детонационных волн позволяет производить детонационное напыление материалов с высокой температурой плавления [2], увеличить производительность и качество напыления, а также производить детонационное напыление наноматериалов [3].

Целью данной работы было определение параметров пересжатой волны детонации в канале переменного сечения как в покоящейся предварительно перемешанной

смеси метана с кислородом, так и при отдельной подаче метана и кислорода в частотном режиме.

Эксперименты проводились в двух горючих смесях: предварительно смешанной неподвижной и движущейся без предварительного смешивания. Коэффициент мольного избытка горючего (equivalence ratio, ER) изменялся от 0,6 до 2,5. Для создания пересжатой волны детонации осуществлялся распад стационарной детонационной волны при переходе в канал большего сечения. Затем созданный комплекс ударной волны и движущегося за ним фронта пламени распространялся в канале с коническим сужением. Формирование пересжатой детонационной волны с параметрами, в несколько раз превышающими параметры стационарной детонации Чепмена — Жуге, регистрировалось на выходе из конического сужения.

Определены скорости и давления на фронте детонационной волны в зависимости от состава смеси. Представлены размеры детонационных ячеек, диаграммы распространения волн сжатия, фронта пламени и детонационной волны в камере сгорания в зависимости от состава смеси. Показано, что детонация при отдельной подаче метана и кислорода в частотном режиме оказалась более стабильной и имела более широкие пределы существования по сравнению с детонацией в покоящейся предварительно перемешанной смеси. При этом давление в пересжатой детонационной волны оказалось вдвое выше давления волны Чепмена — Жуге.

Определены размеры детонационных ячеек с помощью закопченной фольги, установленной внутри канала. Размер детонационных ячеек составлял для различных смесей от 4 мм (ER = 1) до 8 мм (ER = 0,85).

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда (№ 14-50-00124).

Литература

1. Айвазов Б.В., Зельдович Я.Б. Образование пересжатой детонационной волны в сужающейся трубке // Журн. экспериментальной и теоретической физики. 1947. Т. 17, Вып. 10. С. 889–900.
2. Гавриленко Т.П., Николаев Ю.А., Ульяницкий В.Ю. Использование пересжатой детонации для нанесения покрытий // Физика горения и взрыва. 2010. Т. 46. № 3. С. 125–133.
3. Звездин К.А., Голуб В.В., Бакланов Д.И., Тарасенко И.Н., Ленкевич Д.А., Котельников А.Л., Бивол Г.Ю. Устройство сжигания топлива в режиме многоступенчатой детонации. Патент на полезную модель № 147755. 2014.

## **ОСОБЕННОСТИ ТЕЧЕНИЯ ТОРМОЖЕНИЯ В СОПРЯЖЕННЫХ КАНАЛАХ, РАЗДЕЛЕННЫХ ПЕРЕГОРОДКАМИ С РАЗРЫВОМ**

**Н.В. Гурылева, М.А. Иванькин, Д.А. Лапинский, А.М. Терешин**

ЦАГИ им проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский

Представлены результаты экспериментальных исследований газодинамики течения торможения в предкамерном канале-изоляторе, разделенном перегородками. Из-за особенностей конструкции предкамерных каналов перегородки могут располагаться как симметрично, так и под углом к плоскости симметрии канала, при этом предкамерный диффузор делится на сопряженные конфузурный и диффузурный каналы. Рассмотрены как сплошные, так и две последовательно установленные перегородки.

Исследованы взаимовлияние каналов, разделенных перегородками, а также способы управления параметрами течения за счет организации газодинамической связи в месте установки перегородок.

Эксперименты проведены в АДТ ТССМ ЦАГИ в диапазоне чисел Маха  $M = 2...3$  на модели, представляющей собой плоский прямоугольный канал с острыми передними кромками. Для визуального наблюдения структуры течения канал оснащен прозрачными боковыми стенками. На верхней и нижней стенках канала расположены приемники статического давления. Поля полного давления в глубине канала регистрируются при помощи гребенки приемников полного давления.

Внутри канала расположена продольная перегородка, имеющая различные конфигурации. Перегородка устанавливается под углом  $\alpha$  к плоскости симметрии канала ( $\alpha = 1^\circ, 2^\circ, 3$ ) и разделяет исходный канал на два: конфузорный и диффузорный. Рассмотрены следующие конфигурации перегородки: 1) сплошная непроницаемая перегородка по всей длине прямоугольного канала; 2) две короткие непроницаемые перегородки, расположенные последовательно с разрывом; 3) две короткие проницаемые перегородки (со щелями вблизи стенок канала), расположенные последовательно с разрывом.

Перемещение псевдоскачка вверх по потоку проводится за счет дросселирования канала модели механическим дросселем.

В результате испытаний получено, что установка длинной непроницаемой перегородки (вариант 1) в диапазоне  $\alpha = 1...3$  приводит к тому, что конфузорный канал имеет головную волну перед плоскостью входа. Диффузорный канал запущен во всем исследуемом диапазоне чисел  $M$  и  $\alpha$ . Под действием дросселирования происходит торможение потока в псевдоскачке. Увеличение степени дросселирования вызывает перемещение псевдоскачка вверх по потоку. Картина течения торможения стандартна для развития псевдоскачка в расширяющемся канале.

Установка перегородки с разрывом (вариант 2) приводит к перестроению течения для углов  $\alpha = 2^\circ, 3$ . Так же как и для варианта 1 наблюдается головная волна перед конфузорным каналом. В диффузорном канале наблюдается торможение потока до дозвуковой скорости в области расположения первой перегородки, затем реализуется дозвуковая зона в области между перегородками. Далее в рассматриваемом канале в месте установки второй перегородки происходит разгон потока до сверхзвуковой скорости. При дросселировании замыкающий скачок в диффузорном канале перемещается вверх по потоку вплоть до разрыва между перегородками, затем фиксируется на кромках первой разделительной перегородки. Дальнейшее дросселирование приводит к появлению головной волны перед обоими каналами.

Для варианта 3 (две короткие проницаемые перегородки) при  $\alpha = 3$  картина течения аналогична описанной выше для варианта 2. Запуск обоих каналов реализуется для  $\alpha = 1^\circ, 2$ . При этом дросселирование канала приводит к перемещению псевдоскачка как в диффузорном, так и в конфузорном каналах.

Таким образом, определен характер течения в канале с перегородками с разрывом, расположенными под углом к плоскости симметрии канала. Показано, что наличие газодинамической связи между каналами приводит к перестроению течения и расширению границ запуска.

Полученные в ходе исследований результаты рекомендуется использовать при проектировании изоляторов и предкамерных диффузоров высокоскоростных двигателей.

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (проект № 14-01-31448).

## ИССЛЕДОВАНИЕ ИНТЕГРАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ КРЫЛО – СОПЛО НА РЕЖИМЕ ВЗЛЕТА/ПОСАДКИ

Г.Н. Лаврухин, В.А. Талызин

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский

В настоящее время одной из актуальных задач развития в авиационной промышленности является поиск новых компоновок или технических решений для дозвуковых пассажирских самолетов. При этом к проблеме следует подходить комплексно, учитывая, например, не только аэродинамические характеристики силовой установки, но и уровень шума. Одним из возможных вариантов концепций являются компоновки, в которых двигатели расположены над крылом самолета, что позволяет экранировать шум двигателей непосредственно крылом.

Ранее данная компоновка была исследована на крейсерском режиме полета, поэтому были проведены экспериментальные исследования по определению интегральных характеристик системы «крыло-сопло» на режиме взлета/посадки при  $M = 0,3...0,4$ . Исследовалось сопло ТРДД без смешения потоков I и II контуров. Крыло перемещалось в горизонтальной и вертикальной плоскостях относительно сопла. Эксперименты проводились на уникальной установке, позволяющей измерять сопротивление и подъемную силу крыла и модели сопла независимо друг от друга как в изолированном варианте, так и при взаимовлиянии струи сопла и обтекания крыла.

Проведено сравнение аэродинамического качества компоновки при симметричном размещении реактивного сопла относительно отсека крыла (под крылом и над крылом) для двух вариантов расположения среза сопла относительно крыла: (1) срез сопла совпадает с передней кромкой крыла и (2) реактивное сопло располагается в четверти хорды крыла от передней кромки.

Полученные результаты экспериментальных исследований показали, что существуют положения реактивного сопла над стреловидным крылом, при которых значение аэродинамического качества системы «крыло-сопло» приближается, а в некоторых случаях и превышает качество «классической» компоновки. Поиск оптимального положения сопла над крылом — цель дальнейших исследований по улучшению интегральных аэродинамических характеристик такой системы и изучению интерференции реактивной струи, истекающей из сопла, с крылом дозвукового самолета.

## РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ТЕЧЕНИЯ В КОНВЕРГЕНТНОМ ОСЕСИММЕТРИЧНОМ ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ ВРД

В.Е. Карпова

valkar91@inbox.ru

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский

Создание конвергентных воздухозаборников, являющихся альтернативными воздухозаборникам внешнего сжатия, представляется актуальным направлением на сегодняшний день. Проектирование пространственных воздухозаборников такого типа сопряжено с рядом сложностей, связанных с особенностями течения в сужающихся каналах. Другим важным аспектом исследования конвергентных воздухозаборников является сложность обеспечения их запуска. В связи с этим возникает необходимость проведения расчетных исследований обтекания различных вариантов конвергентных воздухозаборников с целью получения их внутренних характеристик и оценки влияния на них геометрических параметров воздухозаборника.

Численное моделирование проводилось при помощи программного пакета CFD-FASTRAN (Customer N 2482) с использованием системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса, описывающей пространственные течения вязкого сжимаемого газа. Для выполнения расчетного исследования были построены двумерные и трехмерные структурированные гексагональные расчетные сетки, объем которых определялся требованиями точности и выбором модели турбулентности. В расчете моделировалось обтекание моделей с различными геометрическими параметрами при фиксированном числе Маха.

В результате проведения расчетного исследования были выявлены особенности течения в осесимметричном конвергентном воздухозаборнике, такие как характер взаимодействия скачков уплотнения друг с другом и с пограничным слоем, накапливающимся на внутренних поверхностях воздухозаборника, изменения поля скоростей и давлений в сужающемся канале воздухозаборника, структуры потока и потеря от плоскости входа до горла воздухозаборника. Оценено влияние степени сужения внутреннего канала и площади горла воздухозаборника на характеристики течения, а также условия работы и запуска воздухозаборника. На основе полученных результатов выданы рекомендации по проектированию осесимметричных конвергентных воздухозаборников для малогабаритных летательных аппаратов.

### **РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ НОСОВОЙ ЧАСТИ ФЮЗЕЛЯЖА НА ВНУТРЕННИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОЛУКРУГЛОГО ВОЗДУХОЗАБОРНОГО УСТРОЙСТВА**

**Д.А. Рахманин**

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский

При проектировании воздухозаборных устройств (ВЗУ) для современных летательных аппаратов (ЛА) одним из важных направлений является выработка научно-обоснованного подхода конструирования основных элементов воздухозаборника. Причем важно учитывать, что, поскольку носовая часть фюзеляжа предварительно затормаживает поток, она также является элементом ВЗУ, а значит, влияет на его характеристики. Правильность выбранного научного подхода напрямую зависит от результатов проведенного эксперимента, однако в связи с дороговизной последнего предварительной оценкой могут служить результаты расчетных исследований.

Численное моделирование проводилось при помощи программного пакета CFD-FASTRAN (Customer N 2482) с использованием системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса, описывающей пространственные течения вязкого сжимаемого газа осредненной SST моделью турбулентности. Обтекание моделей с различными геометрическими параметрами моделировалось при фиксированном числе Маха и различных углах атаки.

В данной работе представлены результаты расчетных исследований по определению оптимальной формы и геометрии как носовой части фюзеляжа, так и непосредственно элементов воздухозаборников.

При больших сверхзвуковых скоростях полета расположение воздухозаборника под несущей поверхностью и его форма оказывают существенное влияние как на работу силовой установки, так и на внешние аэродинамические характеристики летательного аппарата. В этом случае носовая часть фюзеляжа одновременно создает подъемную силу и обеспечивает предварительное торможение сверхзвукового потока перед входом в воздухозаборник.

На основании расчетных исследований получены обобщенные зависимости влияния формы носовой части фюзеляжа на внутренние характеристики воздухозаборного устройства. При этом рассмотрены аэродинамические компоновки с полукруглыми воздухозаборниками при расположении их как в носовой части летательного аппарата, так и в центральной части корпуса. Основываясь на полученных результатах, возможно определение конкретной формы и геометрических размеров носовой части фюзеляжа, а также воздухозаборника при проектировании летательных аппаратов.

## **ОБТЕКАНИЕ МОДЕЛЕЙ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ПРОСТЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ФОРМ В ГИПЕРЗВУКОВОЙ УДАРНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ**

**М.А. Котов, И.А. Крюков, Л.Б. Рулева, С.И. Солодовников, С.Т. Суржигов**

ФГБУ науки Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Современное развитие науки и техники, увеличение скорости и высоты полета, обуславливает новые конструктивные решения профилей гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА). Компьютерное моделирование влияния среды на геометрию ГЛА для новых геометрий их профилей и новых условий полета по высоте и скорости, потребовало оперативную проверку расчетных технологий в экспериментальных условиях. Гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба (ГУАТ) в Институте проблем механики (ИПМех) РАН использована для исследований обтеканий современных моделей ГЛА на гиперзвуковых скоростях. Анализ видеофрагментов таких обтеканий, запечатленные высокоскоростной камерой, дают ответ об уязвимых точках конструкции, подверженных концентрации падающих и отраженных ударных волн, о стационарном и нестационарном течениях. Эксперименты на ГУАТ дают возможность также проверять разрабатываемые расчетные коды на моделях простых геометрических форм, прежде, чем распространять их на сложные геометрические формы ГЛА.

Приведены результаты экспериментов по обтеканию групп моделей в ГУАТ: двух острых клиньев с кавернами, моделирующих воздухозаборник ГЛА. Также приведены экспериментальные данные по обтеканию цилиндра потоком, отраженным от клина.

Модели воздухозаборника ГЛА выполнены в виде плоских клиньев с кавернами, обращенными друг к другу и расположенными на расстоянии 20 мм друг от друга. Модели имеют угол раствора клиньев  $10^\circ$  и ширину плоской части 70 мм. Материал моделей - нержавеющая сталь. Эксперименты проводились на числах маха  $M=7$  и  $M=4,5$ . Поле обтекания фиксировалось высокоскоростной видеокамерой с частотой кадра 2000 кадров в секунду. Одновременно с экспериментом производился расчет поля течения указанной конфигурации клиньев. При численном моделировании рассматривалось течение в вакуумной камере отдельно от ударно-волнового движения в ударной трубе. Предполагалось, что стенки вакуумной камеры не влияют на течение вблизи модели, что течение за срезом сопла равномерное в поперечном направлении, а значение коэффициента вязкости равно коэффициенту вязкости воздуха при входной температуре. Все расчеты проводились в полной расчетной области без предположений о симметрии течения. Приведены фрагменты сравнения результатов расчётов с экспериментальными данными. Одна половина каждого рисунка содержит экспериментальную ширен фотографию, а другая часть – изолинии рассчитанного модуля градиента плотности.

Приведены результаты экспериментов по обтеканию двойной модели: цилиндра относительно острого клина при Махе  $M=7$ . Расстояние между моделями варьировалось. Показаны фрагменты сравнения структуры этих течений с численным решением.

Представленные результаты экспериментов удовлетворительно согласуются с расчетом по компьютерным кодам, разработанным в ИПМех РАН.



### РАЗРАБОТКА РЕКОМЕНДАЦИЙ ПО ОПЕРАТИВНОЙ РЕКОНСТРУКЦИИ ДОРОЖНЫХ КАРТ И ИХ КОРРЕКТИРОВКЕ ПО СТОИМОСТИ, СРОКАМ И ИСПОЛНИТЕЛЯМ ИННОВАЦИОННЫХ ПРОЕКТОВ

Г.Н. Белова, В.В. Зуева, С.С. Корунов

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
г. Москва

Управление в условиях рыночных отношений и формирования инновационной экономики имеет определенную специфику. В экономически развитых системах, активно осваивающих геоэкономическое пространство, существенное внимание уделяется долгосрочному планированию как способу создания основ для оперативного управления реализацией проектов и программ.

Одним из современных методов планирования и прогнозирования деятельности хозяйствующего субъекта является дорожное картирование. Основной акцент в дорожном картировании сделан на инновациях и новых технологиях. Этот метод признан одним из эффективных средств планирования, прогнозирования и управления деятельностью хозяйствующих субъектов, активно внедряющих нововведения и участвующих в формировании инновационных систем.

Как правило, для успешной реализации дорожной карты в процессе работы необходимо периодически проводить корректировку ее контрольных показателей. Для уточнения значений показателей, включенных в дорожную карту, следует проводить анализ уровня и динамики их изменения, оценку степени и меру воздействия процесса реализации дорожной карты на изменение положения объектов картирования в системе хозяйствования. Иными словами, необходим мониторинг процесса реализации дорожной карты, включая и последствия тех изменений, которые были или будут внесены в нее в результате корректировки.

В докладе изложены основные методические принципы, используя которые следует проводить корректировку дорожных карт по следующим направлениям:

- корректировка состава показателей дорожной карты;
- корректировка состава исполнителей дорожной карты;
- корректировка сроков реализации дорожной карты;
- корректировка стоимости реализации дорожной карты.



## ОРГАНИЗАЦИЯ И ЗАДАЧА КОНТРОЛЛИНГА НА ПРЕДПРИЯТИЯХ ГК «РОСКОСМОС»

**В.П. Бойко, Л.Г. Попович**

bvp10@bk.ru; popovich@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э.Баумана, г. Москва

В современной концепции управления контроллинг направлен прежде всего на информационно-аналитическую и методическую поддержку менеджмента в процессе достижения целей. ГК «Роскосмос» — это сложная структура децентрализованного типа: центральный орган управления и многочисленные предприятия научного и производственного характера.

С точки зрения организации явно просматривается необходимость в создании децентрализованной службы контроллинга. Таким образом, должна быть служба контроллинга при правлении ГК «Роскосмос» и функционально подчиненные ей службы контроллинга «на местах», то есть в структурных подразделениях корпорации.

Контроллеры на уровне подразделений ГК должны выполнять классические задачи контроллинга:

- координация планового процесса;
- контроль за реальным достижением поставленных целей;
- выработка рекомендаций по результатам анализа отклонений;
- поддержка процессов проектного менеджмента (контроллинг проектов) и т. д.

Деятельность ГК «Роскосмос» проходит в условиях высокого уровня неопределенности внешней среды и волатильности рынков. В этой ситуации меняются требования к менеджменту, которые должны характеризоваться способностью быстро реагировать и подстраиваться под краткосрочные и структурные изменения на рынке, а также координировать децентрализованные структуры и направлять их на достижение генеральной цели корпорации.

Перечисленные выше запросы к менеджменту должны стимулировать контроллеров к выработке новых методов и инструментов, а также адаптации существующих к требованиям современной ситуации.

Контроллеры в ГК «Роскосмос» должны нести ответственность за достижение целей корпорации, так же как и ее менеджеры, а не только заниматься поставками и комментированием учетно-аналитической информации постфактум.

## ПОДХОД К ОЦЕНИВАНИЮ СОСТОЯНИЙ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ НА ОСНОВЕ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА

**В.В. Василевский**

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва

В настоящее время технологии аэрокосмического мониторинга занимают важное место в программах инновационного развития отраслей экономики, регионов и субъектов хозяйственной деятельности.

Одной из важных проблем, возникающих при создании и использовании перспективных аэрокосмических систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), технического зрения роботизированных комплексов, является повышение эффективности оценивания состояния динамических систем по результатам обработки данных, получаемых с использованием камер различного спектрального диапазона, устанавливаем-

мых на подвижных носителях. Известные методы решения задачи оптимального оценивания состояния линейной управляемой динамической системы, подверженной входным воздействиям с известными статистическими характеристиками, основаны на использовании калмановской фильтрации.

Однако такой подход базируется на использовании ограниченного объема информации, реализации высокопроизводительного вычислительного процесса, что существенно снижает точность и оперативность получаемых оценок динамических систем.

В данной работе рассматривается подход, основанный на использовании модели аэрокосмического мониторинга для оценивания состояния неопределенно-стохастических динамических систем, построенной на рекуррентном алгоритме фильтрации. Исследуется возможность использования полученной в процессе аэрокосмического мониторинга дополнительной информации об основных элементах местности (рельефе, растительном покрове, грунте, водных объектах, дорожной инфраструктуры и др.) для построения оптимального рекуррентного алгоритма фильтрации и оценивания состояния динамической системы в условиях отсутствия априорной информации об условиях мониторинга. Разработанное программное обеспечение обеспечивает получение соответствующих оценок фазового состояния систем, а также их визуализацию на топографической основе.

Для апробации подхода и модели рассмотрены задачи оценки экологического загрязнения местности и лесного массива.

## **ПОНЯТИЕ ЭЛАСТИЧНОСТИ ИНВЕСТИЦИЙ ПО СРОКАМ КАК ОСНОВА МОНИТОРИНГА ПРОЦЕССА ИСПОЛНЕНИЯ ПРОЕКТА**

**С.В. Володин**

**kaf509@mai.ru**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва

Причины возникновения проблем управления проектами разнообразны. К ним можно отнести возрастающую технологическую сложность продукции, дефицит квалифицированных кадров, проблемы в усложняющейся цепи поставок, усиление политических факторов при принятии решений, недостатки управления. По различным оценкам до 20...30 % сроков реализации и соответствующей части бюджета проекта невозможно определить в результате сетевого планирования, что связано с решением непредвиденных проблем. Так, принципиально неустранимыми являются научно-технические риски разработки уникальной продукции, не имеющей прототипов, вследствие чего корректировка сроков и стоимости программ является неизбежной. Также невозможно полностью устранить управленческие риски, поскольку они не всегда определяют квалификацией и ресурсами менеджеров проектов.

В связи с этим получила дальнейшее развитие концепция применения предложенного ранее понятия эластичности необходимых инвестиций по срокам исполнения проекта как основа мониторинга этого процесса. Ее смысл состоит в оценке относительного изменения стоимости проекта при вариациях сроков исполнения. Предложена математическая формулировка зависимости необходимых инвестиций от сроков исполнения проекта, состоящая из частей затрат, имеющих обратную зависимость от времени (связанных с добавлением дополнительных ресурсов для ускорения работ), условно-постоянной и нарастающей со временем составляющей. В результате можно определить оптимальный срок исполнения проекта, соответствующий минимальным инвестициям. Этот срок может корректироваться в зависимости от других факторов

— в сторону уменьшения, если необходимо опередить конкурентов, и в сторону увеличения — для решения политических вопросов, препятствующих развитию проекта.

На основе математического анализа и проектного моделирования определен характерный диапазон эластичности инвестиций по срокам, которая ограничена по модулю единичными значениями. Отрицательные значения эластичности соответствуют левой части ветви функции затрат, имеющей обратную зависимость от времени. Нулевая эластичность имеет место при минимальных затратах на проект. Положительное значение относится к правой части функции, прямо зависящей от сроков исполнения.

Типичные значения модуля эластичности равны 0,4...0,5 — находятся в области реальных сроков, близких к минимальным. Значение эластичности, близкое к отрицательному единичному, свидетельствует о чрезмерном напряжении ресурсов и приближении к минимально возможному времени исполнения проекта. Положительное значение эластичности, приближающееся к единичному, свидетельствует о значительной задержке исполнения и нерациональном (возможно, нецелевом) использовании ресурсов.

На основе численных экспериментов с модельным проектом определены границы «эллипса» вариаций сроков и стоимости реализации проекта. В частности, в рассмотренном примере получен разброс превышения сроков по сравнению с детерминированным временем реализации проекта — до 25 % и стоимости — до 10 %.

Для мониторинга значений эластичности необходимо установление нормативной функциональной зависимости потребных инвестиций от сроков реализации проекта.

## МОДЕЛЬ КОРПОРАТИВНЫХ КОМПЕТЕНЦИЙ ОТРАСЛИ В ВОСПРИЯТИИ СТУДЕНТОВ

**С.А. Володина**

**kaf509@mai.ru**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва

Автор данного исследования попытался выяснить, как студенты оценивают относительную важность различных корпоративных компетенций, а также предпринял попытку выявить динамику изменения их оценок в зависимости от курса обучения и установить разброс оценок относительно их средних значений.

В качестве методологии и средств исследования использовались анонимное анкетирование с использованием предположения об одинаковых весовых коэффициентах оценок респондентов, систематизация и статистическая обработка полученных данных, соответствующая цели данной работы группировка и интерпретация информации.

При выборе рассматриваемых компетенций можно использовать известные концепции интеллектуального капитала, влияющего на цели организации (Э. Брукинг, 1981) и организационных способностей, основывающихся на ее ресурсах (Р. Грант, 1995). В обеих перечисленных концепциях ключевыми активами и ресурсами являются человеческие.

Традиционная кадровая политика ограничивается такими задачами, как найм и отбор персонала, его обучение и стимулирование, а также планирование и контроль деятельности. Современная политика развития человеческих ресурсов, кроме перечисленного выше, рассматривает вопросы развития, мотивации, работы в группах и командах, управления коммуникациями, понимания людей на работе, лидерства и многие другие.

В качестве основы, которая использовалась для составления вопросов анкеты эксперта, взята структура корпоративной модели компетенций, принятая в Объединенной авиастроительной корпорации и включающая такие позиции, как:

- решение бизнес-задач (видение бизнеса и коммерческое мышление);
- управление рабочим процессом (организация и контроль, ответственность);
- взаимодействие (коммуникация, командная работа и лидерство);
- личностный потенциал (приверженность, стремление к достижениям и способность к развитию).

Данное исследование проводилось на базе ответов нескольких десятков студентов различных курсов Инженерно-экономического института Московского авиационного института.

В результате исследования не выявлено статистически значимого изменения оценок компетенций студентами в зависимости от курса обучения. На первом месте у респондентов оказалась группа компетенций «Управление рабочим процессом» (почти 1/3 общего количества баллов). Остальные 3 группы компетенций набрали в сумме практически равное количество баллов каждая (21,7–24,4 %). Респонденты довольно низко оценили важность ряда компетенций из групп «Взаимодействие» («Коммуникации» и «Лидерство») и «Личностный потенциал» («Приверженность»), что не является благоприятной тенденцией с точки зрения их будущей деятельности в условиях командообразования и управления проектами. В процессе обучения различным дисциплинам на это нужно обратить особое внимание. Разброс верхних и нижних оценок важности компетенций у отдельных респондентов по удельным весовым коэффициентам равен 4. В целом же относительная равномерность распределения усредненных оценок важности компетенций свидетельствует о продуманной разработке их номенклатуры.

## ПРОБЛЕМЫ ФОРМИРОВАНИЯ ПРОЕКТНОГО ПОРТФОЛИО НА ПРЕДПРИЯТИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

**О.И. Денисов**

**drr07@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Проблемы управления отдельными проектами достаточно полно рассмотрены в отечественной и зарубежной литературе по инвестиционному менеджменту. Предлагаемые традиционные подходы к оценке эффективности, планированию и контролю хода реализации проектов малоприменимы для практического применения, так как в реальной жизни на предприятиях ракетно-космической отрасли (РКО) формируется и реализуется одновременно несколько проектов.

В качестве показателей эффективности инвестиционных проектов предлагается традиционный набор критериев: чистый доход, чистый дисконтированный поток (NPV), внутренняя норма доходности (IRR), потребность в дополнительном финансировании, индекс доходности и затрат, срок окупаемости, группа показателей, характеризующих финансовое состояние предприятия-участника проекта.

На основе этих показателей формируется проектное портфолио по критерию убывания доходности первоначальных инвестиций.

Предлагаемый подход обладает целым рядом недостатков. В частности, в процессе ранжирования не учитываются так называемые «обязательные» и технологически жестко связанные между собой проекты. Включение в портфолио обязательных проектов вызвано, как правило, требованиями нового законодательства и распоряжениями различного рода регуляторов. Метод не учитывает отклонения по срокам и

финансам в ранее запланированных и реализуемых на предприятии проектах, которые обязательно необходимо продолжать в рамках ограниченного инвестиционного бюджета.

Предложен эвристический алгоритм формирования проектного портфолио с одновременным учетом лимитов на капитал и ограничений по ресурсам, позволяющий сократить количество проектов. При этом соблюдаются ограничения регуляторов, нормативы ГК «Роскосмоса» и требования к необходимому уровню рентабельности проектов на предприятиях РКО.

## **ПРОГРАММНО-МОДЕЛИРУЮЩИЙ КОМПЛЕКС В УПРАВЛЕНИИ ИННОВАЦИОННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬЮ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ**

**О.И. Денисов, С.Г. Фалько**

**drro7@mail.ru, falko@controlling.ru**

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Без помощи современных методов моделирования и соответствующего программного обеспечения невозможно решить проблему качественной информационно-аналитической поддержки инновационной деятельности предприятий ракетно-космической отрасли (РКО).

Для решения этой проблемы предлагается разработать программно-моделирующий комплекс (ПМК). Он представляет собой набор взаимосвязанных информационных технологий и программно-технических средств, предназначенных для работы группы руководителей и экспертов с целью быстрой оценки проблемной ситуации, с использованием специальных методов обработки больших объемов информации, а также оперативного построения и моделирования сценариев развития ситуации.

К основным функциям ПМК можно отнести:

- постоянный мониторинг и моделирование протекающих инновационных и операционных процессов;
- организацию коллективной выработки решений благодаря интеллектуальным информационным технологиям;
- обеспечение оперативного синтеза предлагаемых решений;
- прогнозирование возможных сценариев и моделирование динамичного хода развития ситуации;
- обоснование стратегических планов и программ, входящих в сферу деятельности РКО.

В состав ПМК входят следующие основные модули:

- математическое и инструментальное обеспечение;
- планово-организационные модели и методы;
- экономико-финансовые модели и методы;
- методы, методики и модели риск-менеджмента;
- программно-математическое и инструментальное обеспечение проектного менеджмента;
- методы и инструменты контроллинга процессов и проектов.

Предлагается интегрировать разрабатываемые модули и программно-технические средства в единый комплекс на основе методологии и информационных технологий ситуационного центра.

### **СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕХАНИЗМОВ ГОСУДАРСТВЕННО-ЧАСТНОГО ПАРТНЕРСТВА ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ ПРОЕКТОВ НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ ИНФОРМАЦИОННО-КОММУНИКАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ**

**В.В. Журавский,**

**zhurv@mail.ru, kaf509@mai.ru**

**Б.Е. Курбатов, Н.Ю. Недбайло**

Университет РАО, г. Москва; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва

Ведение космической деятельности в современных условиях характеризуется в нашей стране, с одной стороны, необходимостью увеличения ее масштабов и интенсивности, а с другой — неуклонно возрастающим дефицитом бюджетного финансирования ряда важнейших космических проектов. Указанное противоречие с течением времени становится все более острым, что ставит под угрозу успешное выполнение не только отдельных проектов, но и всей программы развития космической отрасли в целом.

Разрешить указанное противоречие призвана коммерциализация космической деятельности в РФ, получившая официальное одобрение совсем недавно. Это необходимо еще и потому, что с 1 января 2016 года вступает в силу Федеральный закон «О государственно-частном партнерстве, муниципально-частном партнерстве в Российской Федерации и внесении изменений в отдельные законодательные акты Российской Федерации». Таким образом, проблема внедрения, развития и совершенствования форм и механизмов государственно-частного партнерства (ГЧП) в космической деятельности становится чрезвычайно актуальной.

Для решения указанной задачи на уровне отдельно взятого космического проекта было выполнено научное исследование, направленное на оценку возможностей привлечения частного капитала в проектный бюджет, эффективности его использования, разработку и совершенствование форм и механизмов ГЧП на основе интенсивного применения современных информационно-коммуникационных технологий в системе управления проектом с распределенной ресурсной базой.

Важнейшим условием высокоэффективного ГЧП является формирование единого информационного пространства проекта, автоматизация управления всеми его основными структурными элементами. Для реализуемого бизнес-процесса разработана модель структуризации его ресурсной базы, разработана схема кластеризации ресурсов с использованием критериев технологической, логистической, организационно-экономической, информационной реализуемости и эффективности. Решение важнейших вопросов распределения рисков и доходов проекта осуществляется на основе анализа результатов имитационного моделирования процессов в динамической системе «проект-окружение проекта», развивающейся по заданным сценариям.

Рассматривается возможность использования технологий искусственного интеллекта для решения проблемы максимального повышения инвестиционной привлекательности как космического проекта в целом, так и его отдельных кластеров.

## **АНАЛИЗ СЕГМЕНТА РЫНКА КОСМИЧЕСКИХ УСЛУГ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ, А ТАКЖЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ В ПРЕДОТВРАЩЕНИИ, ОБНАРУЖЕНИИ И ЛИКВИДАЦИИ ЧРЕЗВЫЧАЙНЫХ СИТУАЦИЙ**

**Д.Д. Капелюха**

**kapelyukhadd@mail.ru**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва

В работе проанализирована эффективность применения космической информации для предотвращения, обнаружения и ликвидации чрезвычайных ситуаций. Рассмотрены основные направления ее использования, перспективные направления спутникового мониторинга чрезвычайных ситуаций, дана качественная оценка информации, получаемой в процессе наблюдения и измерения характеристик природной среды и контролируемых объектов различными средствами экологического мониторинга, произведен расчет и экономическое обоснование цены единицы снимаемой площади космическим аппаратом дистанционного зондирования Земли.

Чтобы структурировать и наглядно представить проблемы данного сегмента рынка космических услуг, выбрать и обосновать наиболее целесообразные пути развития объекта прогнозирования в будущем, получить количественную прогнозную оценку относительной важности направлений развития объекта, рассмотреть альтернативы различных путей и средств достижения поставленной цели, а также оптимально распределить имеющиеся ресурсы, в данной работе было построено дерево целей, а затем при помощи экспертного опроса была дана его количественная оценка — дерево решений.

## **ОРГАНИЗАЦИЯ КАПИТАЛЬНОГО РЕМОНТА ВОЕННОЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ ЗА РУБЕЖОМ КАК ИНСТРУМЕНТ МАРКЕТИНГА**

**Е.А. Маслов**

**maslov\_evgeny86@mail.ru**

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), г. Москва

Одной из основных характеристик современного мирового рынка вооружений является высокая конкуренция среди поставщиков. Военно-техническое сотрудничество (ВТС), несмотря на всю его специфику, — это прежде всего преобладание политической составляющей над всеми остальными, тем не менее в своей основе оно имеет традиционные товарно-денежные отношения между экспортером и импортером. В этой связи современные маркетинговые концепции управления могут эффективно применяться в сфере ВТС.

Для повышения эффективности продвижения товаров на внешний рынок необходимо в том числе осуществлять качественную логистическую поддержку на протяжении всего жизненного цикла, которая, с одной стороны, приносит дополнительную прибыль поставщику, а с другой — повышает конкурентоспособность ранее поставленной продукции.

Прибыль от поставок авиационной техники российского производства иностранным заказчикам составляет значительную часть от экспорта всей продукции военного назначения. Поэтому целесообразно проанализировать возможности, получаемые от создания на территории иностранных государств центров по капитальному ремонту, на примере авиационной техники.

При создании центра по капитальному ремонту авиатехники в стране иностранного заказчика он получает возможность сократить сроки на выполнение ремонтных работ и, соответственно, увеличить время пребывания летательных аппаратов в эксплуатации. Кроме того, сократить расходы на ремонт, повысить уровень знаний своих специалистов в процессе получения новой технологии, увеличить количество рабочих мест в своей стране (центр может создаваться как на территории военной базы, так и на мощностях частной компании).

С точки зрения экспортера создание центра позволяет получить дополнительную прибыль от передачи технологий и создания ремонтных линий, при этом сохранив контроль над поставленной техникой, что обусловлено необходимостью закупки импортером запасных частей и деталей обязательной замены для выполнения ремонта.

Кроме того, необходимо учитывать, что для поставщика ПВН главным фактором при организации капитального ремонта авиационной техники за рубежом является не получение сиюминутной прибыли, а повышение конкурентоспособности соевой продукции на внешнем рынке. Создаваемый ремонтный объект позволит ремонтировать не только имеющиеся образцы летательных аппаратов, но и дополнительно закупаемые, также он может быть дооснащен для ремонта авиатехники другого вида, производимого данным экспортером.

### **ЭКОЛОГИЧЕСКИЕ НОРМАТИВЫ В НАУКОЕМКИХ ОТРАСЛЯХ НА ПРИМЕРЕ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ**

**Л.Б. Метечко**

**lmetechko@gmail.com**

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), г. Москва

Тема, затронутая в статье, касающаяся экологических критериев в российской авиационной промышленности, обусловлена не только соображениями профиля авиационного института, но и в большей степени актуальностью инновационных и наукоемких направлений, очерченных Правительственной комиссией по модернизации и техническому развитию экономики России.

Проведен анализ влияния ужесточения экологических нормативов на рост прибыли и развитие наукоемких отраслей экономики на примере авиационного двигателестроения.

В качестве доказательного анализа были приведены математические модели процессов развития взаимодействия экологических и экономических требований на первичном и вторичном рынке высокотехнологичных производств. Предметом рассмотрения данных математических моделей служили расчеты максимального и минимального периодов пересмотра экологических нормативов на примере рынка авиационного двигателестроения, необходимых для оживления спроса и поддержания оптимального значения маржинальной прибыли.

На основании полученных результатов были сформулированы выводы о гармонизации экологических и экономических интересов, предъявляемых участниками авиационного машиностроения и эксплуатации авиационной техники. Полученные



выводы, касающиеся влияния тенденций ужесточения экологических требований на авиационное двигателестроение в процессе развития кластера экологии, могут быть полезны для прогнозирования развития остальных направлений инноватики.

## ТЕОРИЯ И ПРАКТИКА ПРИМЕНЕНИЯ ОТКРЫТЫХ ИННОВАЦИЙ

**И.В. Москвичева, М.В. Павлова**      **manuneshka@mail.ru**

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), г. Москва

В докладе представлены теоретические сведения о концепции и теории инноваций, рассмотрены различия между открытыми и закрытыми инновациями, проведено сравнение закрытой и открытой моделей. Выделены преимущества и недостатки модели открытых инноваций. Базисные принципы открытых инноваций, понятие инновационной экосистемы показаны на примере ОАО «Аэрофлот».

Помимо этого, представлена историческая ретроспектива инновационной деятельности в нашей стране, начиная с 90-х годов XX в. до наших дней. В частности, рассмотрена нормативно-правовая база современной инновационной политики, цели и основные положения программы «Национальная технологическая безопасность», дан обзор краткосрочных и долгосрочных задач, решение которых предусмотрено данной программой, описана динамика уровня инновационной активности в численных показателях.

В докладе уделено особое внимание планам развития инноваций в России на период до 2020 года, рассмотрены основные аспекты стратегии инновационного развития Российской Федерации, механизмы реализации стратегии и ее основные приоритеты:

- развитие человеческого капитала;
- значительное повышение инновационной активности бизнеса;
- продвижение инноваций в государственном секторе.

В заключительной части доклада изложены проблемы практического применения инноваций, а также история и основное содержание работы форума «Открытые инновации» (2012–2015 гг.).

## ИННОВАТИКА В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

**А.Р. Нуруллина**      **nurualbina@mail.ru**

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), г. Москва

Инновации существуют много тысяч лет. Наши предки занимались эпохальными, или базисными, инновациями, изменившими общество, продвинувшими его вперед. И это было задолго до того, как сформировалась наука и обособился небольшой слой занимавшихся ею ученых. Поэтому говорить о том, что наука — единственный источник инноваций, было бы некорректно. В последние столетия, когда произошел инновационный взрыв и началась индустриальная эпоха, далеко не всегда ученые были инициаторами крупнейших инноваций. Инициаторами инноваций были предприниматели (например, Г. Форд), политические и государственные деятели, архитекторы, художники, музыканты.

Современная ракетно-космическая промышленность России (РКП) находится на переломном этапе своего развития. С одной стороны, существует многолетний успеш-

ный опыт реализации проектов по большинству направлений космической деятельности, создана обширная производственная и научно-исследовательская инфраструктура. С другой — переход на рыночные отношения оказал серьезное негативное влияние на отрасль.

Проблемы инновационной деятельности становятся в последние годы всё более актуальными. Это является следствием возрастающего понимания обществом того, что обновление всех сфер жизни невозможно без нововведений в производство, управление, финансы. Именно инновации ведут к обновлению рынка, улучшению качества и расширению ассортимента товаров и услуг, созданию новых методов производства, сбыта продукции, повышению эффективности управления.

Актуальность темы исследования также обусловлена тем, что инновации в современной экономике являются мощным фактором роста ее конкурентоспособности. Сегодня конкурентоспособность — одна из самых влиятельных концепций в экономике и политике, поскольку способствует развитию социально-ответственного бизнеса во благо процветания каждой нации и всего мира. Весь мир становится ареной деятельности крупных корпораций, углубляется международное разделение труда, многократно возрастают объемы, динамика и значение внешней торговли и международных экономических отношений. И все это происходит на основе роста конкурентоспособности экономики, плотью и кровью которой являются инновации.

В данной работе представлены современный понятийный аппарат инновационной деятельности, жизненный цикл инновации, этапы и модели инвестиционного процесса, включая диффузию инноваций; критерии оценки эффективности инновационных проектов, инвестиционный расчет по инновационному проекту.

### **ОБ ОРГАНИЗАЦИОННО-ЭКОНОМИЧЕСКОМ ОБЕСПЕЧЕНИИ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬЮ**

**А.И. Орлов**

**prof-orlov@mail.ru**

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, МФТИ,  
ЦНИИМАШ

Очевидно, что результаты космической деятельности (КД) используются как для обеспечения обороноспособности государств, так и для решения социально-экономических задач развития страны. Следовательно, нельзя просто придерживаться догм «рыночной экономики», упирать на конкурентоспособность и т. п. Поскольку основное финансирование КД в России ведется в соответствии с утвержденными целевыми программами из государственного бюджета, необходима оценка реализуемости проектов в области КД, в первую очередь по ресурсному обеспечению.

Кроме того, нужно разработать организационно-экономическое обеспечение решения задач управления КД, соответствующего современным внешнеполитическим условиям и достижениям науки. В качестве базовой организационно-экономической теории предлагаем использовать солидарную информационную экономику, менеджмент высоких технологий, контроллинг, развиваемые в МГТУ им. Н.Э. Баумана на основе новой парадигмы математических методов экономики, прежде всего эконометрики, теории принятия решений, организационно-экономического моделирования.

Проекты по созданию изделий ракетно-космической техники (РКТ) обладают рядом особенностей по сравнению с проектами в других высокотехнологичных отраслях. Во-первых, они содержат большую инновационную составляющую, обусловленную необходимостью решения новых научно-технических задач. Как следствие, велики инновационные риски. Во-вторых, проекты по созданию РКТ требуют для реализации

значительных объемов ресурсного обеспечения (трудовых, временных, материальных и производственных ресурсов), значительных инвестиций. Поэтому такие проекты с точки зрения конструирования процедур управления рассматриваются как инновационно-инвестиционные.

Современная теория управления проектами — основа организационно-экономического обеспечения решения задач управления КД (ОЭО РЗУ КД). Управление инновационно-инвестиционными проектами в области КД, в частности оценка эффективности таких проектов, должно исходить из всей совокупности социальных, технологических, экологических, экономических, политических факторов. ОЭО РЗУ КД используется на основе системы контроллинга, т. е. системы информационно-аналитической поддержки процесса принятия управленческих решений на предприятиях РКП и в отрасли в целом.

При управлении проектами по созданию изделий РКТ необходимо учитывать риски их реализации. При оценке реализуемости проектов по созданию РКТ нужно проводить анализ и оценку рисков, а также применять современные статистические и экспертные методы прогнозирования динамики технико-экономических показателей проектов, в том числе на основе ситуационных центров.

ОЭО РЗУ КД должно быть основано на современных научных достижениях, в частности, на современной парадигме в области математических методов исследования, включая статистические и экспертные методы принятия решений в условиях неопределенности и риска. Контроллинг в этой области — это разработка процедур управления с соответствием используемых и вновь создаваемых (внедряемых) организационно-экономических методов поставленным задачам.

Как показывает практика, для ОЭО РЗУ КД достаточно часто должны разрабатываться новые организационно-экономические и экономико-математические модели и методы в рамках соответствующих НИР. Для эффективной плановой разработки ОЭО РЗУ КД необходимо создание базы знаний в рассматриваемой области и адекватное наполнение ее современными знаниями с учетом данных РИНЦ.

Отметим необходимость учета инфляции при планировании и оценке финансово-хозяйственной деятельности предприятий, организаций, отрасли в целом.

## **АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ ТЕХНОЛОГИИ И НОВАЯ АМЕРИКАНСКАЯ СТРАТЕГИЯ КОМПЕНСАЦИИ (THIRD OFFSET)**

**Л.В. Панкова**

**[lpankova@imemo.ru](mailto:lpankova@imemo.ru)**

Институт мировой экономики и международных отношений имени Е.М. Примакова РАН, г. Москва

В докладе изучаются перспективы развития и использования аэрокосмических технологий в контексте их возрастающей роли в политике и стратегии национальной и международной безопасности.

Рассматриваются особенности и тенденции развития аэрокосмических технологий в рамках продвигаемой новой третьей американской стратегии компенсации (Third Offset — «третий офсет»). Выделяются основополагающие аспекты «третьего офсета» по наращиванию технологического и военно-технологического превосходства США и оценивается роль и значение аэрокосмических технологий в этом процессе.

Изучается ключевой момент стратегии компенсации — новая военно-инновационная инициатива министерства обороны США (2014 г.). Выделяются главные базовые аспекты инновационной деятельности в аэрокосмической области, воздействующие на взаимосвязь инновационных процессов и технологической безопасности.

Подчеркивается, что ближнесрочный период можно рассматривать как период экспериментальной отработки и восприятия новых технологических возможностей и идей, радикального пересмотра главных критериев ракетной и аэрокосмической деятельности и одновременно интенсивной подготовки к принятию решений о будущих проектах и программах. Причем решений кардинальных, прежде всего с точки зрения международной безопасности и стратегической стабильности.

Первую половину следующего десятилетия следует рассматривать как поворотный пункт в развитии мировой аэрокосмической сферы, когда происходит ветвление, определяя ситуацию выбора, где достаточно вероятно изменение взглядов на аэрокосмическую деятельность и переход глобальной аэрокосмической деятельности в качественно новое состояние.

### **АНАЛИЗ ИЗМЕНЕНИЯ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ НА РАЗЛИЧНЫХ СЕКМЕНТАХ МИРОВОГО КОСМИЧЕСКОГО РЫНКА**

**А.А. Прасолов**

**preeeeee@rambler.ru**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва

Цель данного доклада — наглядно показать:

- состояние мирового космического рынка с долями наиболее значимых в отрасли стран (в том числе России);
- общую выручку мирового космического рынка и выручку его сегментов в частности;
- историю ракетно-космической промышленности в России, ее современное состояние и перспективы развития;
- федеральные программы Российской Федерации по ракетно-космической деятельности (финансирование, страхование, инноватика), тенденции их развития.

Анализ конкурентоспособности ракетно-космической деятельности необходим для формирования стратегии развития отрасли, проведения маркетинговых операций (к примеру, расчета цены).

Автор ставил следующие задачи: выявить изменения в стратегии развития ракетно-космической отрасли в России по мере развития, определить приоритетные задачи и способы их разрешения адекватно современному состоянию мирового общего и ракетно-космического рынков.

### **КОСМИЧЕСКИЙ СЕКТОР ИНДИИ И КИТАЯ — ОСОБЕННОСТИ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ НА СОВРЕМЕННОМ ЭТАПЕ**

**И.О. Прокопенкова**

**aoife@mail.ru, irina.prokopenkova@riss.ru**

Российский институт стратегических исследований (РИСИ), г. Москва

Китай и Индия — две крупнейшие страны мира, в настоящее время они реализуют одни из наиболее динамично развивающихся космических программ. За последние десять лет на фоне устойчивого прироста финансирования в сочетании с последовательной государственной политикой был осуществлён качественный скачок в раз-

вители китайского и индийского космического потенциалов. В итоге на современном этапе с точки зрения масштабов и уровня затрат на космическую деятельность Китай и Индия занимают 3-е и 6-е места среди ведущих космических держав.

Поступательное наращивание национальной космической инфраструктуры (с 2006 г. интенсивность миссий возросла более чем в два раза, численность орбитальной группировки Индии увеличилась в 2 раза, а Китая — в 4) сопровождается структурными изменениями: были инициированы такие амбициозные проекты, как исследования Луны, создание собственной космической станции и систем спутниковой навигации Beidou и IRNSS.

Неуклонно повышается также значение военной составляющей космического сегмента, его роли в обеспечении национальной безопасности и военной мощи двух азиатских держав. Китайская группировка космических аппаратов военного назначения — одна из крупнейших в мире (не менее 60 аппаратов по состоянию на конец сентября 2015 г., около 40 % от национальной группировки). В Индии на протяжении последнего десятилетия также отмечается постепенный отход от концепции преимущественно гражданской направленности национальной программы и усиление военных аспектов развития космических технологий.

Существенно укрепился промышленный и технологический потенциалы, что позволило Китаю и Индии перейти по отдельным направлениям от заимствования и копирования к развитию собственных инноваций: например, Китай разработал собственные атомные часы для спутников Beidou.

Анализ государственной политики и динамики космического сектора в Индии и Китае в последние годы позволяет сделать вывод о переходе на новый этап развития: от догоняющей, экстенсивной модели к построению мощной современной космической промышленности, опирающейся на двойные инновации и интегрированной в глобальные производственные цепочки. Основные составляющие данного плана — консолидация промышленности, повышение открытости и инвестиционной привлекательности национального космического сектора, военно-гражданская интеграция, трансформация взаимоотношений между государственной оборонной промышленностью и частным сектором, а также коммерциализация и активное продвижение на внешние рынки. Одной из приоритетных задач в ближайшие годы будет развитие прикладных космических систем (связи, мониторинга и навигации), которые рассматриваются как базовая технологическая инфраструктура, вокруг которой будут развиваться новые и стратегические нарождающиеся отрасли — от разработки чипов до приёмников и пользовательских сервисов.

В данных условиях исследование особенностей и перспектив развития космических секторов Индии и Китая — двух стратегических партнёров России — с учётом поступательно углубляющегося сотрудничества с каждой из стран в сфере космоса как на двустороннем уровне, так и в рамках форматов БРИКС и ШОС, представляет большую актуальность.

### **ПРОБЛЕМЫ ПОДГОТОВКИ СПЕЦИАЛИСТОВ ПО НАПРАВЛЕНИЯМ «СИСТЕМНЫЙ ИНЖИНИРИНГ» И «УПРАВЛЕНИЕ ПРОЕКТАМИ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ»**

**В.В. Протопопов,  
С.Г. Фалько**

**protopopov@bmstu.ru  
falko@controlling.ru**

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Подготовка специалистов по направлениям «Системный инжиниринг» и «Управление проектами в отечественных научно-исследовательских университетах (НИУ), работающих на ракетно-космическую отрасль (РКО)», ведется в крайне ограниченном объеме и со значительной ориентацией на преподавание фундаментальных и классических инженерных дисциплин. Это во многом объясняется отождествлением понятия «системный инжиниринг» с направлением «Системотехник» в СССР, которое было ориентировано в СССР в основном на отрасль «науки и техники» и не учитывало других компонентов создания сложных технических систем.

В ходе анализа состояния дел с подготовкой инженерных кадров по названным выше направлениям выяснилось, что отечественные НИУ и ключевые работодатели из РКО сегодня во многом разобщены. Так, крупные компании РКО по существу заново обучают молодых специалистов, пришедших к ним на работу, но налаживать серьезное, долговременное сотрудничество с высшей школой по множеству причин считают нецелесообразным. Кроме того, опытные, квалифицированные кадры, подготовленные еще в СССР, оказались психологически не готовы к восприятию современных зарубежных достижений в области управления проектами и системного инжиниринга. Не готовы и преподаватели старой инженерной школы, которые еще преобладают в НИУ. Плохое знание английского языка и отсутствие опыта совместной работы с зарубежными партнерами приводит к отставанию профессуры НИУ от их коллег за рубежом.

Для подготовки специалистов в области системного инжиниринга требуется 10–15 лет, включая опыт работы в компании — мировом лидере в своей области. Обучение по направлению «Системный инжиниринг» следует проводить на всех уровнях образовательных программ, включая повышение квалификации кадры, подготовку инженеров и отечественных преподавателей по направлениям «Системный инжиниринг» и «Управление проектами» в ведущих зарубежных вузах и на предприятиях авиакосмической отрасли.

### **ПРИНЦИПЫ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ ПРИКЛАДНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ И ЭКСПЕРИМЕНТОВ, ПРОВОДИМЫХ НА БОРТУ РС МКС**

**Е.П. Прохорова**

**prohorova@mai.ru**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва

Имеющийся механизм и научно-методический аппарат экономических расчетов в области космической деятельности не в полной мере учитывает сложность и особенности предоставления космических услуг, в том числе и на борту РС МКС. Реализация многих космических проектов и программ доказала эффективность космической де-

тельности при решении ряда прикладных задач, возникающих практически в любой сфере жизни.

Экономическая оценка результатов прикладных исследований и научных экспериментов, проводимых на борту РС МКС, должна опираться на следующие принципы:

- индивидуальность продукции и услуг космической деятельности;
- уникальность полученных результатов;
- разнообразие научной аппаратуры и техники, применяемой для проведения исследований и экспериментов;
- различные источники финансирования для проведения исследований и экспериментов на борту РС МКС и, как следствие, многоведомственный характер владельца полученного результата;
- различие формы, природы и факторов проявления социально-экономического эффекта полученных результатов.

Учет этих принципов при создании механизма оценки эффективности использования результатов исследований и экспериментов, проводимых на борту РС МКС, позволит значительно повысить качество ценообразования на данные космические услуги и уточнить расчеты по оценке конкурентоспособности продукции и услуг космической деятельности на внутреннем и международном космических рынках.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ РОЛИ ПРОФИЛЬНЫХ ВУЗОВ В ОБЕСПЕЧЕНИИ КАДРАМИ ПРЕДПРИЯТИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ**

**А.П. Семина,  
Е.А. Силантьева, А.И. Тихонов**

**semina-nasty@mail.ru  
katya7553@list.ru**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва

Одна из главных задач, стоящих перед ракетно-космической промышленностью (РКП) в данный момент, — кадровое обеспечение отрасли высококвалифицированными специалистами, а также формирование кадрового резерва, который бы отвечал всем необходимым потребностям. В ходе анализа структуры кадрового обеспечения различных предприятий РКП, таких как ОАО РКЦ «Прогресс», ОАО ИСС им. Решетнева, ОАО РКК «Энергия», ФГУП НПО им. Лавочкина, выявлены ярко выраженные негативные тенденции. У сотрудников в возрасте до 30 лет часто возникают сложности при выполнении определенных действий и операций на основе имеющихся знаний, умений и навыков. Их знания чисто теоретические, они оторваны от реальности. В результате предприятия не получают кадры с теми компетенциями, которые им необходимы. Им приходится нести временные и материальные затраты на послевузовское образование молодых сотрудников.

В связи с этим можно сделать вывод о том, что необходимо установление более прочной связи между учебными заведениями, предприятиями и государством для воспитания квалифицированного и всесторонне развитого специалиста, который будет способен применять свои знания на практике в ракетно-космической отрасли. Наиболее популярными формами взаимодействия являются следующие: обучение на основе общих программ, базовой кафедры, целевое обучение и прикладное образование. В процессе обучения используются различные ресурсы: учебно-методическое обеспечение, информационные, трудовые (ППС И УВП) и материально-технические. В результате исследования было выявлено, что идеальным решением в данном

случае является полное включение в процесс подготовки специалиста всех ресурсов во все формы взаимодействий предприятий и вуза.

Данное исследование направлено на изучение структуры кадрового обеспечения РКП, выявление наиболее часто встречающихся кадровых проблем на предприятиях и выяснение причин их возникновения.

### **ПОКАЗАТЕЛИ ЭКОЛОГО-ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ОЦЕНКИ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ РАКЕТНЫМ КОМПЛЕКСОМ**

**А.Е. Сорокин, О.А. Афонина, А.С. Кабанов    awert2001@mail.ru**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва

Предлагаемые показатели характеризуют уровень экологизации работы космического ракетного комплекса (далее — КРК) и рекомендуются для введения в экологический паспорт предприятия согласно требованиям, изложенным в ГОСТ 17.0.0.06-2000 «Охрана природы. Экологический паспорт природопользователя. Основные положения. Типовые формы».

Экологизация — это ориентированный на сохранение и улучшение качества природной среды процесс последовательного внедрения системы конструкторских, технологических, управленческих, юридических и других решений, позволяющих повышать эффективность использования естественных ресурсов и снижать антропогенную нагрузку на природную среду.

Уровень экологизации предлагается оценивать следующими эколого-экономическими показателями, характеризующими качество природоохранной деятельности:

- величинами капитальных вложений на внедрение данных мероприятий и текущих затрат по содержанию объектов охраны окружающей среды;
- коэффициентом выполнения плана мероприятий по капитальным вложениям в охрану природы;
- долей капитальных вложений в природоохранную деятельность в общей сумме капитальных вложений;
- долей текущих затрат на природоохранную деятельность в себестоимости продукции;
- цельным весом платежей по видам природопользования и загрязняющих веществ в общей сумме платежей за природопользование.

Структура природоохранных средств КРК характеризуется целым весом основных природоохранных фондов стоимости основных производственных фондов, а также стоимостью основных природоохранных фондов, приходящихся на единицу продукции; коэффициентом износа основных природоохранных фондов, степени прогрессивности применяемого природоохранного оборудования.

Эколого-экономическая эффективность затрат на природоохранную деятельность определяется как отношение суммы предотвращенного экологического ущерба, дополнительного дохода от утилизации отходов, суммы платежей за природопользование к капитальным затратам на природоохранные мероприятия.



## МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ПОДХОДЫ К РАЗРАБОТКЕ ПРОФЕССИОНАЛЬНЫХ СТАНДАРТОВ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

А.Д. Цисарский

93105948@tsniimash.ru

ФГУП ЦНИИмаш, г. Королев

В настоящее время на отечественных предприятиях ракетно-космической отрасли (РКО) наблюдается дефицит высококвалифицированных научных и инженерно-технических кадров, способных решать амбициозные и нестандартные задачи. Эта проблема в значительной мере вызвана тем, что молодые специалисты при подготовке не получают знаний, навыков и умений, необходимых для осуществления текущей и инновационной деятельности на высокотехнологичных предприятиях в условиях высокой турбулентности и неопределенности внешней и внутренней среды.

Рассмотрены существующие методологические подходы к разработке профессиональных стандартов (ПС) и выявлены их недостатки. В частности, выяснилось, что ПС не формируют требования к знаниям и навыкам специалистов под будущие виды и направления деятельности, тем самым не ориентируют вузы на изменение учебных планов и программ дисциплин, адекватных будущему развитию науки и техники. В основу принятой методики разработки ПС положен метод функционального анализа. Предыдущий подход к созданию ПС, основанный на описании должностных обязанностей, не способен учесть динамику современного производства и развития экономики и социальной сферы.

Предложено при разработке ПС опираться на данные научно-технических прогнозов по приоритетным направлениям развития науки, технологий и техники. Необходимо учитывать развитие ситуации в РКО, прежде всего ограничения по производственно-технологическим возможностям предприятий ГК «Роскосмос» и по их кадровому составу.

В ПС требования, касающиеся фундаментальных знаний, могут быть прописаны достаточно подробно, в то время как информация о прикладных знаниях может быть дана в общем виде. Важно, чтобы срок обновления краткосрочных знаний был указан в ПС, что позволит своевременно пересмотреть их содержание.

Процесс прогнозирования может быть реализован с помощью технологий и инструментария ситуационных центров.



## КОСМОНАВТИКА И УСТОЙЧИВОЕ РАЗВИТИЕ ОБЩЕСТВА (КОНЦЕПЦИИ, ПРОБЛЕМЫ, РЕШЕНИЯ)

### НОВЫЕ ТЕНДЕНЦИИ МЕЖДУНАРОДНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРАВА: ПОДХОДЫ И РЕШЕНИЯ

Ю.Н. Макаров,

А.В. Бондаренко, Э.Г. Семенов, А.И. Рудев

lab10062otdel1006@mail.ru

ФГУП ЦНИИмаш, г. Королёв

Анализ и оценка основных факторов, определяющих развитие международного космического права, показывает, что появились обстоятельства, которые качественно меняют картину международно-правового обеспечения современной и перспективной космической деятельности.

Это вызвано значительным увеличением субъектов мировой КД, нарастанием видов и типов угроз, связанных с техногенным засорением ОКП, возможностями милитаризации и размещения оружия в космосе в условиях современных космических технологий, мерами по предотвращению столкновений космических объектов, рисками развития и увеличением потока маломассогабаритных космических аппаратов, нарастанием объемов экспериментов и испытаний по отработке новых космических технологий и др.

Сложившаяся обстановка в развитии КД требует принятия неотложных мер по нейтрализации угроз и снижению уровня наносимого ущерба КД, в том числе путем удаления космического мусора — нефункционирующих КА.

В этой связи в настоящее время особую актуальность и значимость приобрела проблема принятия мер по обеспечению безопасности проводимых космических операций и условий устойчивого развития КД.

Комитетом ООН по космосу в рамках осуществляемой новой космической политики предприняты комплексные меры по нейтрализации угроз и снижению рисков, их воздействия как на основе реализации международных космических программ и проектов с использованием новых «прорывных» технологий, так и на базе усилий по расширению и дополнению системы базовых договоров международного космического права.

Следует отметить, что Российская Федерация стояла у истоков и была инициатором создания Межагентского координационного комитета по предотвращению образования космического мусора (МККМ), выдвинула предложения о принятии Договора о предотвращении размещения оружия в космосе и применения силы в ОКП.

Россия прикладывает также значительные собственные научно-технологические усилия для решения проблемы предотвращения образования космического мусора — система АСПОС ОКП (Автоматизированная система предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве).

Сегодня важнейшим средством международно-правового регулирования в области предотвращения техногенного засорения околоземного космического пространства (ОКП) и образования космического мусора является выработка соответствующих действенных механизмов имплементации руководящих принципов ООН и МККМ в борьбе с космическим мусором.

Так называемый проект Кодекса поведения в космосе (КПК), разработанный и выдвинутый для обсуждения США и ЕС, не способствует установлению стабильности в ОКП из-за введения права самообороны в КД.

В 2014–2015 годах под эгидой Комитета ООН по космосу проведены исследования (в рамках инициативной Рабочей группы по проблемам обеспечения безопасности и устойчивого развития КД в ОКП), разработана структура и система Руководящих принципов, которая позволяет достигнуть взаимопонимания и разумного координирования усилий при создании условий для стабилизации обстановки в космосе.

От того, насколько эффективно удастся реализовать Руководящие принципы ДУКД, зависит регулирование на практике вопросов обеспечения безопасности космической деятельности, возможность осуществления всесторонней объективной оценки космической обстановки на основе индекса безопасности космической обстановки, что позволит определить рациональные средства, методы и технологии гарантированного решения конкретных задач в интересах системы обеспечения безопасности космических операций и устойчивого развития КД.

Качество разрабатываемого глобального режима обеспечения ДУКД должно обеспечиваться соответствующими видами средств политико-правового, материального, научно-технического, технологического, юридического, дипломатического и информационного характера, совместных усилий государств по обеспечению безопасности космической деятельности.

В 2015 году Российская Федерация внесла в Комитет ООН по космосу предложение о создании единого Центра информации по мониторингу околоземного космического пространства в качестве информационной платформы под эгидой Организации Объединенных Наций по проблеме обеспечения долговременного устойчивого развития КД.

В докладе даны прогнозные оценки дальнейших путей развития Свода Руководящих принципов ДУКД в интересах сохранения и обеспечения стабильного функционирования мировых и национальных орбитальных группировок, которые показывают, что в ближайшей перспективе в рамках МКП необходим переход к созданию под эгидой Комитета ООН по космосу Конвенции, регламентирующей формирование международной системы мониторинга и контроля (на основе показателей оценки и обобщенного индекса безопасности космической обстановки).

## **МАЛЫЙ СПУТНИК ДЛЯ ОПЕРАТИВНОГО КОНТРОЛЯ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА**

**А.В. Багров<sup>1</sup>,  
В.А. Леонов<sup>1</sup>, М.И. Кислицкий<sup>2</sup>**

**abagrov@inasan.ru, mksl21@mail.ru**

<sup>1</sup>Институт астрономии РАН, г. Москва;

<sup>2</sup>ФГУП «КБ «Арсенал», г. Москва

Планета Земля постоянно подвергается опасности, поскольку в любой момент может погибнуть от столкновения с космическим телом. На данный момент предложен и запатентован способ парирования этой угрозы, но для противодействия таким объектам требуется обязательное знание космической обстановки. На сегодняшний день ни одна страна мира не располагает надежными средствами заблаговременного обнаружения опасных космических тел, поэтому разработка таких средств является очень актуальной.

Для обнаружения и контроля движения природных тел Солнечной системы в околоземном пространстве требуется проводить полный обзор всей небесной сферы за

время порядка 2 часов, чтобы гарантировать определение траектории обнаруженно-го объекта не менее чем за 12 часов до его возможного столкновения с Землей. Это жесткое условие вытекает из допущения, что минимальный размер подлежащих обнаружению тел равняется 20 метров, характерное для них альbedo составляет 0,1, а скорость движения относительно Земли — 20 км/с. Такое короткое время обзора всего неба исключает использование наземных средств обнаружения для решения этой задачи. Предлагается концепция патрульного спутника, снабженного системой оптических широкоугольных камер с матричными CMOS-приемниками мегапиксельного формата, полностью перекрывающими все небо. При постоянной ориентации спутника относительно звезд все находящиеся в околоземном пространстве объекты будут иметь видимое движение с широким набором угловых скоростей. При этом опасные, идущие на столкновение с Землей тела будут иметь небольшие угловые скорости, что позволит получать снимки таких объектов с большим временем накопления и достичь высокой проникающей силы обзорного инструмента. Весь анализ изображений должен выполняться на борту КА, а на Землю будут передаваться только вычисленные координаты всех обнаруженных движущихся объектов. В результате орбитального движения КА каждая область неба будет наблюдаться из разных пространственных положений КА, то есть таким образом реализуется режим базисных измерений, которые позволяют определить дальность до объекта на первом же витке. На основании этих координатных измерений можно будет с высокой точностью (не ниже 1...2 км) определить место падения обнаруженного тела на Землю или обеспечить его перехват.

### **О НЕКОТОРЫХ ОСОБЕННОСТЯХ ГОСУДАРСТВЕННОГО УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПИЛОТИРУЕМЫМИ ПРОГРАММАМИ**

**В.Е. Бугров**

**bugrovv@yandex.ru**

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв

В золотые времена советской космонавтики предложения о создании пилотируемых комплексов исходили от главного конструктора С.П. Королёва, он же был головным исполнителем этих проектов. Время от принятия решения до осуществления составляло около 3–5 лет. «Семёрка» (ракета Р7) — 1953–1956 гг., спутник — 1954–1957 г., «Восток» — 1959–1961 гг., «Союз» — 1962–1967 гг., ракета Н1 — 1964–1969 гг. Эти изделия никто не заказывал Королёву. В сотрудничестве с М.К. Тихонравовым Королев разрабатывал предварительные проекты и убеждал правительство в необходимости их реализации. Как правило, они получали поддержку, поскольку были технически хорошо проработаны. И.В. Сталин был заказчиком «Семёрки»: постановлением от 13.02.1953 г. он назначил Королёва главным конструктором двухступенчатых ракет, фактически наделив его правами заказчика.

Для реализации утверждённых программ у Королёва в ОКБ-1 существовал институт ведущих конструкторов, которые полностью отчитывались перед ним за создание порученных изделий, то есть отвечали за конечный результат. Ведущие инженеры имели возможность беспрепятственно обращаться к главному конструктору с вопросами, требующими незамедлительных решений. Главный конструктор, в свою очередь, имел возможность при необходимости обратиться к правительству для решения вопросов особой важности.

Именно эта простая схема обеспечила лидерство нашей страны в космической отрасли. Она использовалась в ОКБ-1 при Королёве, в ЦКБЭМ при В.П. Мишине, в НПО «Энергия» при В.П. Глушко и даже в перестройку в РКК «Энергия» при Ю.П. Семёнове.

В докладе сделана попытка объяснить, как получилось, что простой и понятный механизм подготовки, принятия и реализации судьбоносных решений по развитию космонавтики был сломан, а предложения о разработке пилотируемых космических программ последние десятилетия исходили от генерал-полковников, а теперь от специалистов по автомобилестроению. Понятно, что Роскосмосу, помимо пилотируемых полётов, поручено решение оборонных, народно-хозяйственных, а теперь и коммерческих задач. Генерал-полковники лучше сформируют требования к космическим средствам обороны, а от автомобилестроителей, вероятно, ждут, что они быстрее разберутся в коммерческой привлекательности продуктов космической деятельности. Но есть опасения, что невысокой компетенцией руководителя Роскосмоса в области создания пилотируемых комплексов могут воспользоваться закулисные «стратеги» для продвижения своих корпоративных интересов. Они, например, могут предложить создать корабль для полёта на Марс с солнечными батареями площадью в 30 футбольных полей, или шторку для управления климатом массой 56 млн тонн (!) и диаметром от Санкт-Петербурга до Астрахани, или систему солнечных электростанций массой 160 млн тонн, или облететь Луну через 60 лет после американцев, для чего создать 6-местный корабль вместо «Союза».

В докладе содержатся конкретные предложения руководству Роскосмоса, которые позволят восстановить организационную схему управления разработками, существовавшую в советские времена, и вернуться к целям пилотируемых программ, разработанным К.Э. Циолковским и С.П. Королёвым. У космонавтики после полета Ю.А. Гагарина не было, нет и не будет иной реальной цели, кроме как пробовать летать в межпланетном пространстве, как и планировал Королёв. А с расселением на Марс и на Луну нужно повременить.

## **ПОСТРОЕНИЕ ИСТИННЫХ КОРТЕЖЕЙ ПАРЕТО ВАРИАНТОВ РЕКОНФИГУРАЦИИ ПОДСИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЯХ**

**В.В. Сафронов, В.А. Поршнев**

**svv@kber.ru**

ОАО «КБ Электроприбор», г. Саратов

Рассматривается задача выбора эффективных вариантов реконфигурации подсистем автоматического космического аппарата (КА) с целью наилучшего функционирования подсистем (по выбранной совокупности критериев) на различных участках полета в случае нештатной ситуации. Предложена общая методика решения, которая предусматривает: генерирование множества динамических матриц-столбцов и множества динамических морфологических матриц; генерирование множества возможных вариантов реконфигурации; формирование совокупности критериев, характеризующих варианты реконфигурации и определение степеней важности критериев; построение кортежа Парето, выбор наилучшего варианта реконфигурации; проведение реконфигурации; контроль состояния новой (реконфигурированной) системы КА.

Осуществлены вербальная и математическая постановки задачи гипервекторного ранжирования вариантов реконфигураций подсистем КА. Задача формулируется с учетом ее решения на Земле и в реальном полете. Предложен алгоритм решения задачи, позволяющий сократить время определения наилучшего варианта реконфигурации на различных этапах реального полета. С этой целью учитываются результаты, полученные на Земле при имитации полета КА на одноименных этапах.

Решение задачи выбора наилучшего варианта реконфигурации предлагается осуществлять с использованием метода построения истинных кортежей Парето, что позволяет применять в качестве опорных широко известные методы многокритериального ранжирования без нарушения корректности итоговых результатов.

Осуществлено компьютерное моделирование процедуры построения истинных кортежей Парето. В качестве примера рассмотрена задача гипервекторного выбора наилучшего варианта реконфигурации на двух участках полета.

### **КОСМОНАВТИКА И СИСТЕМА СТРАТЕГИЧЕСКОГО ПЛАНИРОВАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ**

**В.Д. Оноприенко**

agat100K@roscosmos.ru

ФГУП «Организация «Агат», г. Москва

Стратегическое планирование согласно общему замыслу включает единые, общие задачи и взаимосвязанный алгоритм действий для всех участников создания ракетно-космической техники при инновационном пути развития отраслевой, межотраслевой и экономики страны в целом.

Общая методология и система стратегического планирования изложена в Федеральном законе «О стратегическом планировании в Российской Федерации» от 28 июня 2014 года №172-ФЗ.

Сегодня космонавтике отводится важнейшая роль при решении основополагающих проблем социально-экономических и международных научных задач мирового значения.

Прогнозирование и планирование развития новых образцов ракетно-космической техники (РКТ) — это сложная проблема, так как, с одной стороны, при создании необходимого ряда образцов РКТ используются последние достижения науки и техники, а с другой — быстрыми темпами расширяется круг разнородных задач, решаемых с помощью рассматриваемого ряда РКТ в интересах большинства отраслей социально-экономического и научного назначения, а также в области международного сотрудничества.

Основные принципы непрерывного (скользящего) среднесрочного и перспективно-го планирования можно сформулировать следующим образом:

1. Все прогнозные и плановые документы формируются (разрабатываются) на временной шкале с удвоенным интервалом — от минимального (рис. 1) до максимально (рис. 2) среднесрочного периода времени планирования.

Отчетный период	Текущий период	Плановый период		
		очередной год	первый плановый год	второй плановый год
отчетный период 2014	текущий год 2015	год 2016	год 2017	год 2018

Рис. 1. Минимальный среднесрочный плановый период времени

Отчетный период	Текущий период	Плановый период					
отчетный период 2014	текущий год 2015	очередной год 2016	первый плановый год 2017	второй плановый год 2018	третий плановый год 2019	четвертый плановый год 2020	пятый плановый год 2021

Рис. 2. Максимальный среднесрочный плановый период времени

2. Оптимизация суммарных расходов ресурсов осуществляется на  $1/2$  интервала по критериям:

- а) гарантированного результата;
- б) наименьшего уклонения интегральной функции затрат;
- с) максимум функции определенности в достижении технического и экономического успеха.

3. Принцип временного (срока действия к моменту технического результата) использования нового технического решения формируется на основе критерия «или своевременно — или нецелесообразно».

Долгосрочный период планирования — это плановый период, следующий за текущим годом, продолжительностью более шести лет, т. е. 7, 8, 9, 10, 15, 20, 25 и 30 лет.

Основными задачами системы стратегического планирования являются:

1. координация государственного, межотраслевого и отраслевого стратегического управления и мер бюджетной политики;
2. определение внутренних и внешних условий и угроз, ограничений, диспропорций, дисбалансов, возможностей межотраслевых и отраслевых субъектов и сфер государственного и отраслевого обеспечения национальной безопасности Российской Федерации;
3. определение приоритетов социально-экономического, оборонного и военного значения политики целей и задач стратегического планирования;
4. выбор путей, способов и мероприятий достижения целей и задач развития космонавтики, отраслевых образований (НИИ, ОКБ, заводов, испытательных полигонов и наземной инфраструктуры);
5. формирование и проведение мероприятий, обеспечивающих достижение целей и решение задач космонавтики в определенный временной интервал;
6. определение и распределение ресурсов для достижения целей и решения задач дальнейшего развития космонавтики в настоящем, ближайшем и отдаленном будущем.
7. взаимоувязка, координация и контроль взаимодействия участников стратегического планирования и безусловная реализация мероприятий, предусмотренных документами стратегического планирования, по срокам их реализации, ожидаемым результатам и параметрам ресурсного обеспечения;
8. организация мониторинга, управления и контроля реализации документов стратегического планирования на государственном, межотраслевом и отраслевом уровнях;
9. научно-техническое, информационное, ресурсное, образовательное и кадровое обеспечение стратегического планирования.

Система стратегического планирования РКТ в ракетно-космической промышленности включает основные процессы, а именно — целеполагание, прогнозирование, планирование и программирование РКТ на определенный интервал времени отчетного и планового периодов, а также мониторинг, управление и контроль реализации документов стратегического планирования.

### БУДЕТ ЛИ В РОССИИ ЭКСПЛУАТИРУЕМАЯ ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННАЯ ПРИЗЕМНАЯ КОСМОНАВТИКА?

С.Л. Мишенков<sup>1</sup>, smirnov.ni@yandex.ru, kvd-nel@mail.ru  
Н.И. Смирнов<sup>1</sup>, А.Т. Тарасов<sup>2</sup>, В.Д. Кусков<sup>2</sup>, Е.Л. Новикова<sup>2</sup>, Д.А. Самсонов

<sup>1</sup>МТУСИ, г. Москва; <sup>2</sup>Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, г. Москва

Цель настоящего доклада — максимально заострить внимание на противоречиях, возникающих и нарастающих при существующей концепции независимого развития информационных систем и средств выведения.

«Программу освоения околоземного пространства надо готовить заново», — сказал Александр Книвель в статье «Космическая беспризорщина», опубликованной в газете «Военно-промышленный курьер» № 20 за 3–9 июня 2015 года. Автор статьи не сомневается в том, что ближний космос должен обслуживаться авиационно-космическими системами. Он называет все существенные преимущества перед традиционным ракетным способом доставки полезных грузов на околоземную орбиту. Основное — многообразие, сопутствующая высокой технико-экономической эффективности. И другое важное преимущество — возможность стартовать с нескольких точек. Традиционная одноразовость уже давно превратилась в тормоз для развития космонавтики и космических исследований. Автор задает вопрос: «Почему же не развиваются авиационно-космические системы?». И сам отвечает: «Нет, они активно развиваются, но не у нас!».

Исторически это направление возникло и получило развитие в России: «Спираль», МАКС, «Буран». Проект, разработанный академиком И.Ф. Образцовым, — многообразный транспортный авиационно-космический комплекс МТВКА («Космоплан») — это революционный шаг вперед относительно предыдущих проектов и опережающий свободную фантазию. «Космоплан» И.Ф. Образцова решает задачу выведения и возвращения объекта из космоса.

Стратегия развития средств выведения (сегодня ракета-носитель (РН) «Ангара») нацелена только на единственный путь развития космонавтики — безвозвратную доставку космических аппаратов в одну сторону. Задача станет оправданной, если будут определены цели создания таких носителей или предполагаемые космические проекты. Сегодня космонавтика многоспутниковая и многосистемная — постоянно действующая совокупность взаимосвязанных постоянно действующих наземно-космических систем. Выход из строя или завершение функционирования отправляет все средства в космический мусор. Вопрос уже давно стал не философским — что делать со средствами, отслужившими свой срок или требующими ремонта или модернизации.

В современной информатизации и связи стратегическим направлением является обслуживание подвижного объекта (в самом широком понимании) средствами подвижной (сотовой) связи и Internet. Симбиоз космических систем телекоммуникации и связи и средств выведения может быть достигнут только при коренном изменении стратегии построения средств выведения — от единственного принятого способа доставки ракетой-носителем к созданию авиационно-космических средств с горизонтальным стартом и посадкой. Такой вид средств активно разрабатывается за рубежом (например, «Скайлон»).



Информационные системы космического базирования — «глаза и уши» общества России — должны всегда находиться на передовых рубежах в сфере информатизации социального развития. В нашем представлении наилучший идеологический и технический облик достигнут в многофункциональной интегрированной наземно-космической системе ГЛОНИС.

Проблема рентабельности и самоокупаемости космических систем является для космической индустрии России новой. Она возникла в последние годы. Чтобы обеспечить многофункциональной системе ГЛОНИС конкурентоспособность на рынке услуг после создания, а это может быть осуществлено через 10–20 лет, необходим уверенный долгосрочный прогноз востребованности этой системы как минимум на 30–50 лет вперёд. Только при таких условиях можно ставить задачу создания системы ГЛОНИС как долгосрочную стратегическую, государственную или корпоративную.

Информационное сопряжение космического сегмента ГЛОНИС с постоянно действующими наземными информационными системами диктует чрезвычайно высокие требования к надежности и функционированию космических аппаратов при их нахождении на орбитах. Проблема может быть решена с помощью создания эксплуатируемой космонавтики: КА, которые будут выводиться на орбиту, а затем возвращаться на Землю для ремонта и модернизации с последующим вводом в эксплуатацию. Этого можно достичь, создав систему эксплуатации многофункциональной эксплуатируемой наземно-космической техники.

Эксплуатируемая космонавтика должна быть государственной системой, представляющей космические услуги для различных космических информационных систем. При такой постановке вопроса негосударственный сектор будет инвестировать средства для развития эксплуатируемой космонавтики.

Да! Будет в России эксплуатируемая космонавтика, если цели и задачи космонавтики будут определяться и решаться на государственном уровне.

## **ОБЪЯСНЕНИЕ ПРИРОДЫ ГРАВИТАЦИИ И ЧЁРНЫХ ДЫР С ПОМОЩЬЮ ТЕОРИИ ГИПЕРВСЕЛЕННОЙ**

**Р.В. Хачатуров**

**rv\_khach@yahoo.ie**

Вычислительный Центр им. А.А. Дородницына РАН, г. Москва

Общая теория относительности (ОТО) утверждает, что тела, обладающие массой, искривляют пространство, вызывая явление гравитации, но не отвечает на вопрос, почему это происходит. Теория Гипервселенной даёт точный и обоснованный ответ на этот вопрос и объясняет природу гравитации и таких специфических объектов, как чёрные дыры. Обосновано предположение, что наша Вселенная представляет собой расширяющуюся (в настоящий момент с ускорением) трёхмерную гиперповерхность четырёхмерного шара (гиперсферу) радиусом около 10 млрд световых лет и объёмом около 20 000 млрд световых лет кубических, а Гипервселенная — вращающийся пятимерный тор (рис.1). Получены периодические законы изменения радиуса, скорости и ускорения расширения Вселенной при её движении по поверхности пятимерного тора Гипервселенной, объяснены причины искривления пространства в областях концентрации материи и, как следствие, возникновения гравитации.

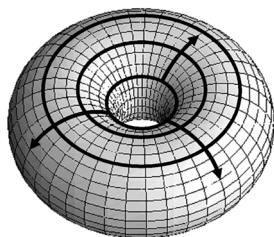


Рис. 1. Трёхмерная схема пятимерного тора Гипервселенной

До недавнего времени чёрные дыры считались чисто теоретическими объектами, однако сейчас уже доказано, что в центрах многих галактик находятся сверхмассивные чёрные дыры, вокруг которых вращаются более мелкие. Например, в центре нашего Млечного Пути находится сверхмассивная чёрная дыра (около 4,3 млн масс Солнца), вокруг которой вращаются чёрная дыра средней массы (около 5 тыс. масс Солнца) с 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 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 (рис. 2).

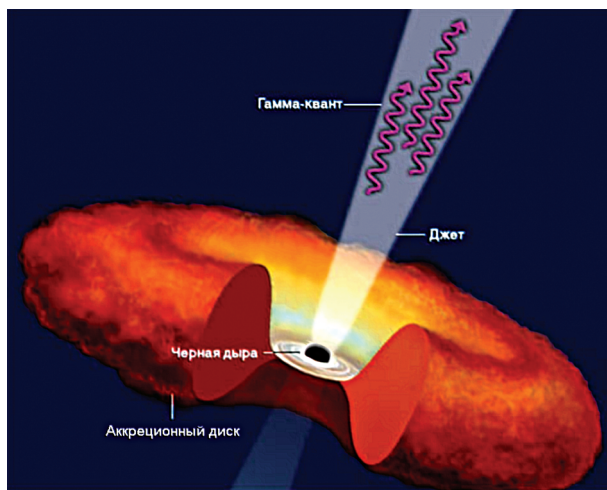


Рис. 2. Чёрная дыра с аккреционным диском и перпендикулярным ему энергетическим джетом

Согласно теории Гипервселенной, когда концентрация массы превышает определённый предел, искривление пространства становится настолько сильным, что оно, прогибаясь, достигает параллельной Вселенной, образуя туннель между этими Все-

ленными, направленный вдоль четвёртой пространственной координаты перпендикулярно трёхмерным пространствам этих Вселенных (рис. 3).

Для наблюдателя, находящегося внутри любой из этих Вселенных, концы этого туннеля выглядят как чёрные дыры (рис. 2). Попытки описать эти объекты с помощью классической ОТО приводят к противоречиям и парадоксам, так как это явление просто выходит за границы применимости этой теории. Математическая модель и теория Гипервселенной способны в полной мере объяснить это явление. Являясь туннелем между параллельными Вселенными, каждая чёрная дыра может быть двунаправленной — засасывая материю по спирали (подобно торнадо) из аккреционного диска в одной Вселенной, она выбрасывает её в виде энергетического джета в другой, и наоборот (рис. 2, 3).

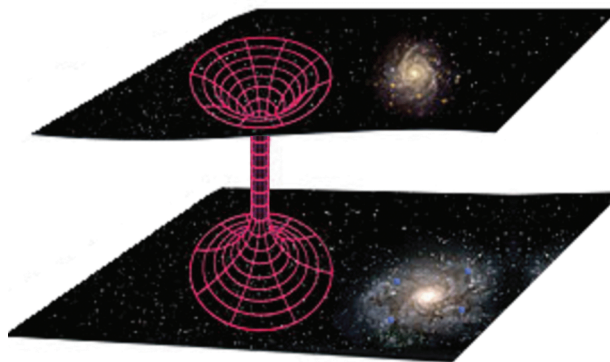


Рис. 3. Возникновение туннеля между параллельными Вселенными

Важно отметить, что, хотя чёрные дыры являются связью и переходами между параллельными Вселенными, использовать их для путешествий между этим Вселенными нельзя, так как при переходе через такой туннель материя разлагается на элементарные составляющие и выбрасывается в параллельную Вселенную в виде энергетического джета (рис. 2). Образование чёрных дыр во многом подобно образованию смерчей и торнадо. В них также возникают как восходящие, так и нисходящие потоки, имеется спиралевидная структура и их также нельзя использовать для безопасных путешествий. Таким образом, чёрные дыры осуществляют связь и обмен материей и энергией между параллельными Вселенными.

## НЕКОТОРЫЕ ОСНОВНЫЕ ВОПРОСЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА И НАДЕЖНОСТИ СОЗДАВАЕМЫХ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ

И.В. Аполлонов<sup>1</sup>, К.Д. Пантелеев<sup>2</sup>, К.В. Семенов<sup>3</sup>

<sup>1</sup>ВНИИС, <sup>2</sup>Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,

<sup>3</sup>НПО ИТ

В контексте изложения основных подходов к построению концептуальной модели управления созданием сложных систем в докладе рассмотрены методы выбора оптимальных контрольных интервалов для организации специальных мониторингов

при реализации программных принципов управления. Для статистического моделирования таких интервалов предлагается метод выбора интервалов дискретности представительно характеризующих непрерывно случайные нормальные процессы с некоторой заданной точностью, приемлемой для решения инженерных задач по рассматриваемой тематике. Предлагается методика оценки точности и адекватности моделей в вероятностных расчетах и контрольных задачах, а также в различных инженерных приложениях при обеспечении качества, надежности и конкурентоспособности создаваемых сложных систем.

Основное внимание в докладе уделяется:

- общей постановке подхода к задаче выбора оптимальных контрольных интервалов для построения эффективных мониторингов при управлении созданием сложных систем;
- некоторым методам выбора оптимальных контрольных интервалов при исследовании тенденции изменения трендов конкретных показателей качества и надежности создаваемых сложных систем.

### **ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ВНЕЗЕМНЫХ ПОСЕЛЕНИЙ И ВОЗМОЖНЫЕ СПОСОБЫ ИХ РЕШЕНИЙ В ТРУДАХ К.Э. ЦИОЛКОВСКОГО**

**Т.В. Горюн<sup>1</sup>, В.И. Флоров<sup>2</sup>**

**vi-florov@mail.ru**

<sup>1</sup>ФГБУК Государственный музей истории космонавтики имени К.Э.Циолковского, г. Калуга;

<sup>2</sup>Королевский колледж космического машиностроения и технологии Финансово-технологической академии, г. Королев

В 1911 году К.Э. Циолковский выдвинул главный тезис, на котором строил все свое научное творчество: «Человечество не останется вечно на Земле...».

Как и где будет жить человечество, покинув свою колыбель — планету Земля, волновало ученого на протяжении всей его творческой деятельности.

Планеты-гиганты непригодны для проживания человека, планеты типа Земля обладают теми же недостатками, что и наша планета:

1. Ограниченный приток солнечной энергии.
2. Угроза перенаселения планеты.
3. Вероятность катаклизмов не только космического свойства, но и земного.
4. Неизбежность исчерпания природных ресурсов планеты.
5. Засорение окружающей среды.

Циолковский предлагает самый оптимальный путь заселения космического пространства — создание искусственных планет, условия жизни на которых будет улавливать сам человек.

Более глубокое изучение трудов Циолковского в области космических поселений позволяет проанализировать идеи ученого, эволюцию его взглядов и даже конструктивные решения, которые должны лечь в основу построения таких поселений человека в космосе. В докладе показано, какое место в работах ученого занимали вопросы создания и работы космических поселений и сколько внимания им уделял ученый, считая эту проблему одной из важнейших для проникновения человечества в космическое пространство. Кроме того, предпринята попытка показать эту идею ученого в эволюции и динамике.

## ВЛИЯНИЕ БЛОКОВ НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ НА ПОКАЗАТЕЛИ НАДЕЖНОСТИ РАКЕТНОГО ГЕОФИЗИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

О.В. Мезенова,  
А.А. Позин,  
В.М. Шершаков

mezenova@rpatyphoon.ru,  
pozin@rpatyphoon.ru,  
hershakov@rpatyphoon.ru

ФГБУ «НПО «Тайфун», г. Обнинск

Конструкция головной части (ГЧ) исследовательской метеорологической ракеты (ИМР) предназначена для размещения полезной нагрузки ИМР, которая включает, как правило, блок научной аппаратуры (БНА). БНА содержит научную аппаратуру для исследования верхних слоев атмосферы (ВСА) и околоземного пространства.

Так как в состав БНА входят сложные технические системы, то их создание должно рассматриваться с позиций системного подхода, включающего, в частности, вопросы исследования эффективности. Показатели эффективности формируются на основе анализа целей, задач, свойств и характеристик системы, образуя ее выходные параметры  $Y(t)$ . При обосновании и выборе показателей системы целесообразно использовать такие эксплуатационные свойства, как оперативность, надежность, обслуживаемость, безопасность, техническая готовность, ресурсоемкость.

В виду того, что существует множество выходных показателей эффективности системы, в работе рассматривается обобщенный показатель надежности БНА на конкретном примере создания ГЧ ИМР для калибровки наземных средств наблюдений за искусственными ионизированными образованиями (ИИО) в ВСА.

В результате подготовки к ракетному эксперименту (РЭ) был сформирован вариант ГЧ, обеспечивающий размещение генераторов для образования ИИО, и разработана схема проведения РЭ, по которой проводится инициирование генераторов на различных высотах.

Предложены варианты срабатывания генераторов ИИО по определенным расчётным параметрам тяги генератора. Произведена оценка показателей надежности, а также предложена методика выбора проектного решения для улучшения показателей надежности системы.

## АНАЛИЗ И ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ ПО КОНСТРУКЦИИ ШАССИ ЛУНОХОДА С УЧЕТОМ ИМЕЮЩЕГОСЯ ЗАДЕЛА ПО ПЕРЕЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫМ ПЛАТФОРМАМ

М.И. Маленков<sup>1</sup>,  
А.Г. Конколович<sup>1</sup>, А.М. Крайнов<sup>2</sup>

m.i.malenkov@gmail.com,  
krainov@laspace.ru

<sup>1</sup>ООО АКТРОН, г. Санкт-Петербург; <sup>2</sup>ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина, г. Химки

17 ноября 2015 года исполняется 45 лет со дня появления первой в истории колеи на поверхности Луны, проложенной советским мобильным космическим аппаратом (КА) «Луноход-1». Длительная успешная эксплуатация КА, большой объем и высокое качество научной информации, полученной на обширной территории, доказали эффективность применения лунных роботов. Концептуальные подходы к проектированию лунных станций и систем их передвижения, обоснованные в свое время специали-

стами проектно-конструкторских школ Г.Н. Бабакина и А.Л. Кемурджиана, до сих пор являются хорошей основой для создания отечественных луноходов нового века.

Эффективность новых подвижных лунных лабораторий напрямую связана с освоением новейших технологий разработки и изготовления практически всех компонентов КА. Осмысление опыта разработки, доставки и эксплуатации на Луне и Марсе реальных планетоходов, орбитальных и наземных средств их поддержки является другим важным фактором для формирования новых концепций и выбора оптимальных технических решений по конструкции самоходного шасси и его сопряжению с другими системами лунохода.

Цель доклада — анализ современных представлений о техническом облике планетоходов и развитие новых концепций по конструкции и алгоритмам управления самоходного шасси для наиболее гармоничного сопряжения с перелетно-посадочными платформами и обеспечения длительного ресурса, надежного функционирования и высоких ходовых качеств планетохода.

Можно отметить, что к настоящему времени в той или иной мере сформировались некоторые общие взгляды на систему передвижения планетохода — как на полноприводное шести- или четырехколесное самоходное шасси с локальным автономно-автоматическим управлением с помощью бортовой навигационной аппаратуры на основе технического зрения, с невысокой скоростью движения, обусловленной таким способом управления. Малая скорость позволяет применять неупругие, балансирующие подвески колес, а также открывает возможность реализации различных концепций адаптивных подвесок, снабженных активными механизмами для относительного перемещения колес и корпуса по нормали к поверхности со сложным рельефом.

При этом отечественная школа разработчиков придает первостепенное значение обеспечению максимальной подвижности лунохода, комплексным количественным показателем которой является время, затраченное на перемещение из одного района исследований, назначенного наземным пунктом управления, в другой. Такой подход предполагает необходимость движения в самых неблагоприятных условиях: начиная от несущей способности грунта и заканчивая характеристиками рельефа. Поэтому главным свойством луноходов, на наш взгляд, является обеспечение высокой проходимости, которая может быть достигнута при применении рассмотренных в докладе технических решений.

### **РОЛЬ МАТЕМАТИЧЕСКИХ СТЕНДОВ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ «МЕСТНОСТЬ + ПЛАНЕТОХОД + УПРАВЛЕНИЕ» ПРИ РАЗРАБОТКЕ ПЛАНЕТОХОДОВ**

**С.П. Буслаев**

**se.bouslaev@yandex.ru**

НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки

В конце 1980-х годов в рамках программы международного сотрудничества по изучению Марса в НПО им. С.А. Лавочкина начались исследовательские работы по проектированию марсохода, которые проводились в сотрудничестве с Национальным центром космических исследований Франции CNES, Лабораторией космической астрономии в Марселе LAS и Научно-исследовательским институтом атомной энергии Венгерской академии наук (KFKI).

Для проведения работ по созданию марсохода в НПО был создан марсодром со стендовой базой, включавшей физические и математические стенды, последние из которых получили особенно широкое применение. На них была сконструирована

математическая модель участка поверхности Марса с элементами рельефа, геометрическая форма которых задавалась в соответствии с математическим описанием типичных геоморфических мезоформ Марса, составленным в ГЕОХИ, где в математическом описании применялись морфометрические параметры. На стендах были также реализованы математические модели кинематики марсохода, солнечного освещения, математические модели ПЗС-матриц бортовых стереокамер, программное обеспечение системы автономного технического зрения марсохода для построения 3D-модели местности на борту марсохода и последующего автономного выбора безопасного маршрута движения.

При работе на математических стендах оператор мог задавать различные геометрические параметры планетохода и его шасси, характеристики оптической стереосистемы (в том числе стереобазу и углы зрения телекамер), выбирать режимы освещения рельефа (азимут и наклонение Солнца), место планетохода и его ориентацию на математической модели участка местности, тем самым выбирая необходимую сцену, которая попадает в поле зрения стереотелекамер.

На математических стендах отрабатывались принципы управления движением марсохода, логика планирования маршрута планетоходов при преодолении препятствий и алгоритмы вычисления 3D-модели поверхности грунта.

## **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ И МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ОТРАБОТКА СХЕМЫ ПОСАДКИ КА «ВЕГА-1,-2» НА ГРУНТ ВЕНЕРЫ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К БУДУЩИМ ЭКСПЕДИЦИЯМ**

**В.А. Воронцов,  
С.П. Буслаев**

**vorontsov@laspace.ru,  
se.bouslaev@yandex.ru**

НПО им. С.А.Лавочкина, г. Химки

15 июня 1985 года КА «Вега-2» успешно приземлился на поверхность Венеры — это был десятый советский аппарат за пятнадцатилетний срок. С тех пор успешных повторных посадок подобных аппаратов на венерианский грунт не было, хотя прошло уже более 30 лет. Основными причинами этого являются суровые внешние условия планеты — большое давление атмосферы и высокая температура.

Моделирование посадки КА «Вега-1, -2» проводилось на физической и на математической моделях, при этом в экспериментах и расчётах рассматривались грунты-аналоги различных типов. Среди прочих физических испытаний для изучения влияния свойств грунта на успех посадки проводились бросковые испытания с неполностью динамически подобной моделью, имевшей геометрический масштабный коэффициент 1/8. В качестве грунтов-аналогов использовались комбинации песчаного основания, пенопластовой плиты и второго слоя песка с блоками пенобетона.

К настоящему времени вопрос влияния внешних условий на успех посадки венерианских КА вновь стал актуальным в связи с выбором мест для будущих приземлений в районах прошлых тектонических процессов, которые привели к образованию сложного рельефа местности, получившего название «тессера» (черепица, греч.). При этом необходимо принимать во внимание, что в момент удара КА о поверхность грунта на движение аппарата оказывает влияние атмосфера Венеры, плотность которой у поверхности планеты в 14 раз меньше плотности воды. При ударе о грунт вместе с КА в движении участвует часть газа, окружающая КА, и эта часть становится, таким образом, «присоединённой массой», которую необходимо учитывать в уравнениях движения в системе «посадочный аппарат + присоединённая масса атмосферы + грунт».

Плотная атмосфера Венеры в зависимости от начальных условий посадки может оказывать противоречивое влияние на вероятность переворота КА и требует теоретических и экспериментальных исследований.

### ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО КОСМИЧЕСКОМУ АППАРАТУ С ЛУНОХОДОМ

**В.А. Воронцов,  
А.М. Крайнов,  
Е.В. Власенков,  
П.С. Черников,  
А.Е. Шаханов, Т.Ш. Комбаев**

**vorontsov@lasp.space.ru,  
krainov@lasp.space.ru,  
veb@lasp.space.ru,  
chernikov.pavel.sergeevich@gmail.com,  
jim14@yandex.ru, shakhanov@lasp.space.ru**

НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки

В мае 2014 года совместной рабочей группой Федерального космического агентства и Российской академии наук разработана «Концепция российской Лунной Программы: интеграция пилотируемых и автоматических средств» (далее Лунная программа), которая охватывает период до 2040 года и основана на наиболее достоверных прогнозах развития отечественной и мировой космонавтики.

Реализацию создания лунной научной обитаемой базы в рамках Лунной программы в ближайшие 20–25 лет совместная рабочая группа предлагает проводить тремя последовательными этапами «Луна-автоматы», «Луна-полигон» и «Луна-экспедиция», постепенно расширяя и наращивая форпост российского присутствия на Луне.

В докладе представлены предложения по космическому аппарату, состоящему из лунной перелетно-посадочной платформы с автоматическим исследовательским луноходом на борту, которые разработаны с учетом использования научно-технического задела по лунным автоматическим КА нового поколения, возможного создания данного аппарата в рамках первого и второго этапов Лунной программы.

### АНАЛИЗ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЛУНОХОДОМ

**Н.С. Верин**

**kansol@mail.ru**

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», г. Химки

В статье сделан анализ конструктивно-технологических решений элементов космического аппарата с луноходом с учетом характерных для данных типов КА особенностей, а также нюансов, присущих непосредственно лунным КА и луноходу.

Выбор того или иного конструктивно-технологического решения при проектировании любого космического аппарата является важным этапом создания КА. В этот момент закладываются основные характеристики, свойства и особенности будущего космического аппарата.

Основными факторами, существенно влияющими на конструкцию корпуса, являются силовые нагрузки при транспортировке и выведении, а также тепловые нагрузки при эксплуатации КА в условиях открытого космического пространства. Кроме того, наличие в компоновке КА лунохода накладывает свои специфические ограничения на конструктивное исполнение элементов КА. При этом к критерию минимальной массы добавляется критерий максимальной реализуемости.

Конструкция КА с луноходом включает в себя такие элементы, как двигательная установка с блоком баков, транспортная ферма, транспортная плита, платформа за-



чековки, шасси, корпус лунохода, панели солнечных батарей, радиаторы, штанга технического зрения, кронштейны, хомуты и прочее.

При выборе конструктивного решения того или иного элемента приоритет отдавался современным технологиям и материалам, применяемым в зарубежной и отечественной космонавтике.

## **СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ УНИВЕРСАЛЬНОГО РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ»**

**А.В. Родионов**

**himky@mail.ru**

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», г. Химки

Для решения задач вывода в космическое пространство полезных грузов вместе с ракетами-носителями (РН) используются разгонные блоки (РБ). Они выполняют функции межорбитальных буксировщиков, обеспечивая перемещение космических аппаратов (КА) с опорных на целевые орбиты, их ориентацию и направление на отлетные и межпланетные траектории.

РБ «Фрегат» (РБФ) разработан в НПО им. С.А. Лавочкина в качестве унифицированной верхней ступени РН среднего и тяжелого класса.

Он позволяет выполнять ориентацию и стабилизацию головного блока на активных и пассивных участках траектории и выводить КА на высокоэнергетические, геостационарные (ГСО), геопереходные (ГПО), а также приполярные солнечно-синхронные (ССО) орбиты.

Особенность ССО заключается в том, что КА проходит над каждым заданным районом в одно и то же местное время, что позволяет проводить съемки и наблюдения в одинаковых условиях освещенности. Такую орбиту имеют современные ресурсные спутники Земли, осуществляющие мониторинг ее поверхности.

Автономная система управления разгонным блоком обеспечивает решение навигационной задачи, начиная со старта ракеты-носителя, что обеспечивает высокую точность выведения космического аппарата на рабочую орбиту.

## **МОДЕЛИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАССЫ ГОЛОВНЫХ ЧАСТЕЙ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ РАКЕТНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ**

**Ю.В. Костев<sup>1</sup>, А.А. Позин<sup>1</sup>,  
В.А. Тришкин<sup>1</sup>, Ю.А. Матвеев<sup>2</sup>**

**pozin@typhoon.obninsk.ru,  
matveev\_ya@mail.ru**

<sup>1</sup>ФГБУ «НПО «Тайфун», г. Обнинск;

<sup>2</sup>Московский авиационный институт, г. Москва

В ракетных исследованиях, как и в ракетно-космической технике, конкурентоспособность изделий достигается с помощью повышения эффективности управления ресурсами, используемыми при выполнении работ на различных стадиях жизненного цикла посредством организации непрерывной информационной поддержки. Особенно необходим такой подход на начальном этапе разработки головных частей (ГЧ) различных функциональных схем.

Для решения усложняющихся задач геофизических ракетных исследований необходимо разрабатывать новые технические средства и схемы проведения ракетного эксперимента. Известно, что при решении любой возникшей задачи прежде всего

исследуются возможности существующих образцов ГЧ. В случае когда по каким-то причинам существующие средства не соответствуют нужным требованиям, рассматриваются проекты их модернизации, направленные на удовлетворение новых потребностей. Решение о создании нового образца ГЧ принимается, когда необходимо получить новые свойства или повышение эффективности ракетного эксперимента (РЭ). Авторами предложена методика, основанная на модели плотности компоновки ГЧ.

Анализ разработок ГЧ исследовательских метеорологических ракет (ИМР) показывает, что максимально широкий объем новых задач ракетных исследований можно реализовать в заданном объеме ГЧ, используя различную плотность компоновки.

Проектирование ГЧ ИМР строится на выборе такого сочетания основных проектных параметров ГЧ, которое обеспечивает выполнение основной задачи РЭ при наличии конечного числа ограничений и имеет при этом максимальное значение критерия эффективности. Сложность процесса разработки ГЧ ИМР заключается в необходимости создания его оптимальной конструктивно-компоновочной схемы, учитывая накладываемые ограничения по объёму, центровке и электромагнитной совместимости.

Предложенная методика позволяет на ранних этапах проектирования получить исходные данные о разрабатываемом варианте ГЧ. Достоверность этих данных определяет срок и стоимость разработки ГЧ. Методика позволяет оценивать варианты ГЧ, используя модели массы. Предлагается несколько способов определения массы ГЧ, которые используются в моделях разного уровня детализации на различных этапах итерации. В качестве обобщенного показателя эффективности конструкции ГЧ ИМР предложен показатель плотности ее компоновки. Модель плотности компоновки получена на основе эмпирических данных для ГЧ различных классов ИМР и функционирует в режиме постоянной информационной поддержки.

### **ВАРИАНТЫ РАЗМЕЩЕНИЯ АТМОСФЕРНЫХ ЗОНДОВ В СПУСКАЕМОМ АППАРАТЕ. МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ АТМОСФЕРНОГО ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО ЗОНДА В АТМОСФЕРАХ ПЛАНЕТ**

**С.А. Чалов, С.Г. Орлушин,  
В.А. Воронцов**

**chalovs@mail.ru, orlucha89@gmail.com,  
vorontsov@laspace.ru**

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», г. Химки

Цель перспективного проекта «Венера-Д» состоит в комплексном исследовании состава атмосферы и поверхности Венеры. В комплектацию космического аппарата входят орбитальный и исследовательский блоки (внутри спускаемого аппарата), спускаемого аппарата — посадочный аппарат, два аэростатных зонда и новое техническое устройство — атмосферный зонд «ветролёт». В докладе рассматривается два варианта конструктивно-компоновочной схемы спускаемого аппарата с различным размещением зондов.

Для изучения циркуляции атмосферы Венеры и явления суперротации необходимо проводить длительные исследования, что можно обеспечить с помощью атмосферного исследовательского зонда — «ветролёта». Атмосферный зонд представляет собой две несущие аэродинамические поверхности, разнесённые по высоте, способные совершать движение под воздействием сил ветра и наличия градиента ветра.

Для определения поведения «ветролёта» в атмосфере планеты необходимо произвести моделирование на ЭВМ. В докладе представлена математическая модель дви-

жения атмосферного исследовательского зонда, блок-схема алгоритма, а также произведён анализ результатов моделирования.

## **ОПЕРАТИВНОЕ ОПОВЕЩЕНИЕ ОБ ИЗМЕНЕНИИ СИТУАЦИИ ПРИ УПРАВЛЕНИИ ГРУППИРОВКОЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**В.М. Артюшенко, Б.А. Кучеров**

**boris.ku4erov@gmail.com**

Технологический университет, г. Королёв

В настоящее время наблюдается прогрессирующий рост количества космических аппаратов (КА) в составе орбитальных группировок. При этом используется малопунктная технология управления их полётом. В связи с этим значительно повышаются требования к оперативности управления группировкой КА в условиях ресурсных ограничений. В складывающихся условиях возрастает нагрузка на специалистов различных органов управления, в частности, органов планирования и диспетчеризации, ситуационных центров.

Одним из существенных факторов, влияющих на оперативность решения задач в таких органах, является своевременность реагирования специалистов на изменение наземной и космической ситуации. Повысить оперативность решения задач можно за счёт визуального и звукового оповещения специалистов о наступлении различных событий, используя современные информационные технологии.

Визуальная составляющая оповещения представляет собой всплывающее сообщение, содержащее сведения об изменении ситуации. Звуковой сигнал может отличаться в зависимости от характера наступившего события. Это позволяет специалисту оперативно принять решение о срочности обработки поступивших сведений: после завершения текущей задачи или с прерыванием её выполнения и переходом к выполнению более приоритетной.

Наступление различных событий можно рассматривать как завершение одной технологической операции и начало другой. При этом условием начала некоторых технологических операций служит наступление нескольких событий, что обуславливает необходимость особого оповещения о наступлении заключительного события. Помимо этого, характер оповещения может зависеть от текущих наземной и космической ситуаций.

Рассмотрено использование оповещения об изменении ситуации на примере распределения временного ресурса средств управления КА (унифицированных наземных станций) коллективного использования, предназначенных для решения таких задач, как передача командно-программной информации, приём телеметрической информации, измерение текущих параметров орбиты. Определены события, наступление которых требует оперативного информирования специалистов органа планирования и диспетчеризации. Рассмотрена реализация предложенного подхода к повышению оперативности решения его задач.

### ЧЕЛЯБИНСКИЙ МЕТЕОРОИД: КРИТИКА ИСТОЧНИКОВ И ОБОСНОВАНИЕ ВЫВОДОВ

Ю.И. Лобановский

streamphlow@gmail.com

ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва

В докладе показано, что концепция, описывающая события, произошедшие 15 февраля 2013 года, наблюдавшиеся в небе южнее г. Челябинска — воздушный взрыв хондритного метеороида плотностью  $3\ 300\ \text{кг/м}^3$ , размером порядка 15–20 м, массой 10–15 кт и энергией взрыва 0,3–0,5 Мт в тротиловом эквиваленте, абсолютно не согласуется с явлениями, зафиксированными в атмосфере и на подстилающей поверхности. Это доказано на основе инфразвуковых данных, уровней избыточного давления на ударной волне в г. Челябинске и окрестностях, а также вследствие оценки разрушений — разбитых стекол, выбитых ворот и деформированных несущих балок. Об этом же свидетельствует и масса следа Челябинского метеороида. Показано также, что оценки яркости его вспышки проведены таким образом, что не могут являться основанием для каких-либо определенных выводов, так как происходило пересвечение чувствительной матрицы сенсоров.

Наблюдениям соответствует разрушение в стратосфере загрязненного хондритами снежно-ледяного обломка кометы средней плотностью около  $570\ \text{кг/м}^3$ , размером 180–185 м, массой около 1,8 Мт и энергией взрыва 57 Мт. При этом его поверхность была покрыта коркой из хондритов, осколки которых и были найдены после взрыва. Эта поверхностная корка образовалась при абляции вещества метеороида под воздействием солнечного излучения за несколько тысяч или десятков тысяч лет его движения вокруг Солнца.

Анализ данных из известных источников, касающихся взрыва Челябинского метеороида, объясняет причины различий между приводимыми в докладе результатами и ошибочными, но широко растиражированными предыдущими оценками параметров этого метеороида и характеристик его взрыва.

### ПАРАМЕТРЫ ЧЕЛЯБИНСКОГО И ТУНГУССКОГО МЕТЕОРОИДОВ И ПЕРЕОЦЕНКА СТЕПЕНИ КОМЕТНО-МЕТЕОРИТНОЙ УГРОЗЫ

Ю.И. Лобановский

streamphlow@gmail.com

ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва

В докладе описана математическая модель, с помощью которой поясняется, как параметры движения небесных тел в сферах действия Солнца и Земли связаны с массоэнергетическими характеристиками этих тел и с характеристиками взрывов, вызванных их разрушением в атмосфере. Последние, в свою очередь, увязываются с явлениями, наблюдающимися при этом на подстилающей поверхности. Модель была использована для расчета параметров Челябинского и Тунгусского метеороидов по данным, установленным и описанным в научных статьях об этих событиях.

В результате расчетов оказалось, что размер Челябинского метеороида составлял 180–185 м, а его масса была близка к 1,8 Мт. Энергия взрыва составила около 57 Мт в тротиловом эквиваленте. Размер Тунгусского метеороида оказался близок к 105 м, масса — к 0,35 Мт, а энергия взрыва — к 14,5 Мт. Вследствие общности происхождения этих двух небесных тел их средние плотности оказались одинаковыми и составили около  $570\ \text{кг/м}^3$ . Использование модели для оценки характеристик метеороидов

позволяет утверждать, что за последние 120 лет объекты класса Тунгусского метеороида и более крупные сталкивались с Землей по меньшей мере три раза, и вероятность подобных инцидентов оказывается на порядок выше, чем предполагалось еще 10–15 лет назад.

## **ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОМПЛЕКСА РАДИОМОНИТОРИНГА ИОНОСФЕРЫ ПРИ РАБОТЕ В СОСТАВЕ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ РАКЕТ**

**Д.А. Иванников,  
А.Г. Полякова**

**antanta-annett@yandex.ru,  
dsptech@index.ru**

АО «СКБ РИАП», г. Нижний Новгород

Целью данной работы является анализ основных способов обеспечения электромагнитной совместимости бортовой аппаратуры метеорологических ракет и разработка предложений по практической реализации оптимального с целью сохранения потенциальных технических характеристик комплекса радиомониторинга ионосферы и повышения эффективности его работы совместно с активными радиотехническими системами.

Радиомониторинг ионосферы в настоящее время является одной из актуальных задач метеорологии. Среди наиболее эффективных способов исследования электромагнитного излучения ионосферы выделяют радиомониторинг с воздушных носителей, в частности метеорологических ракет. При этом основными особенностями бортовой аппаратуры являются высокие требования по массогабаритным показателям, расположение внутри отсеков в непосредственной близости друг от друга и обеспечение их электромагнитной совместимости.

В ходе экспериментального исследования совместной работы пассивных и активных бортовых систем на примере комплекса радиомониторинга, аппаратуры телеметрии и комплекса определения концентрации электронов плазмы было установлено снижение эффективности работы первого из них. Вследствие существенного разнесения рабочих диапазонов частот комплекса радиомониторинга и аппаратуры телеметрии влияние последней не подтверждено. Учитывая отсутствие возможности разнесения рабочих диапазонов частот комплекса радиомониторинга и комплекса определения концентрации электронов плазмы, проведено исследование спектра зондирующего сигнала последнего. Показано, что наличие нескольких зондирующих частот (для расширения динамического диапазона измерений) и импульсный режим модуляции комплекса определения концентрации электронов приводит к расширению его спектра и повышению общего уровня помех. Указанное обстоятельство приводит к снижению потенциального амплитудного динамического диапазона комплекса радиомониторинга.

Проведенные теоретическое и экспериментальное исследования уровня излучаемого электромагнитного поля комплексом определения концентрации электронов подтвердили возможное снижение чувствительности комплекса радиомониторинга более чем на 15 дБ.

В работе предложена практическая реализация способа временного разделения режимов работы указанных комплексов, основанная на особенностях построения комплекса радиомониторинга по супергетеродинной схеме и возможности синхронизации импульсной модуляции комплекса определения концентрации электронов с циклами сбора данных комплекса радиомониторинга. Показано, что обеспечение синхронизации позволит сохранить потенциальные технические характеристики комплекса радиомониторинга.

### ГИПОТЕЗА МАЯТНИКОВОЙ МОДЕЛИ ВСЕЛЕННОЙ

**М.Д. Ахмеджанов**

ветеран НПО машиностроения

Опираясь на гипотезы о моделях Вселенной, предложенные учеными А.Д. Сахаровым, А.А. Логуновым, С.С. Григоряном, и используя литературные и интернетовские источники, автор предлагает своё видение возникновения и устройства Вселенной. В докладе на основе гипотезы Р. Фейнмана о движении частиц в сингулярном поле Швацшильда рассмотрена траектория динамики частицы Максимова, а также показана иерархия зарядов элементарных частиц, которая позволяет объяснить явление барионной асимметрии. Но самое замечательное, что с общей точки зрения любой приближенный закон абсолютно ошибочен (теорема Геделя).

### ДЛИТЕЛЬНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ ЭКСПЕДИЦИИ — БУДУЩЕЕ ПИЛОТИРУЕМОЙ КОСМОНАВТИКИ

**Н.А. Зыков**

[nzykov@bk.ru](mailto:nzykov@bk.ru)

МГУ имени М.В. Ломоносова, г. Москва

В профессиональном сообществе часто возникают дискуссии о том, насколько необходимы длительные экспедиции. Вопрос представляется важным, так как от ответа на него зависит направление дальнейшего развития космической деятельности. Одним из основных ограничений являются возможности человеческого организма. В ходе длительных экспедиций человек работает на пределе своих возможностей.

Комплекс мер психологической поддержки космонавтов должен включать вопросы рациональной организации рабочего и жилого пространства, в том числе особое световое и цветковое решение при оформлении отсеков, продуманную эргономику и ряд других мер. Для компенсации монотонности пребывания в помещении небольшого объема и связанных с этим рисков для состояния здоровья и работоспособности был разработан комплекс предложений, позволяющих нейтрализовать отрицательное воздействие указанных факторов. Эти меры выполняют несколько важных функций, одна из которых — релаксация, отдых после напряженного труда, в том числе в тяжелых условиях. В конечном итоге от этого зависит успех экспедиции, здоровье и самочувствие ее участников.

Эти вопросы впервые были озвучены еще на заре космической эры. Они успешно решались в Институте медико-биологических проблем (ИМБП) и нескольких отраслевых КБ. В ходе многочисленных наземных экспериментов были разработаны и опробованы методики, позволяющие решить указанный круг вопросов. Наиболее интересная идея — воспроизведение природной среды обитания в кабине космического корабля. Она была выдвинута российским ученым Л.Н. Мельниковым. Он разработал методику, согласно которой при помощи проекционной аппаратуры на экране демонстрировались виды природы, освещенность кабины менялась в соответствии с временем суток. Также имитировались различные виды осадков и другие природные явления. Была разработана динамическая программа метеорологических и астрономических явлений на целый год.

В дополнение к «виртуальному окну» в отсеке космического корабля предлагалось использовать цветомузыкальные композиции, разработанные Л.Н. Мельниковым, основанные на классических музыкальных произведениях и шлягерах современной

эстрады. Например, музыка Ф. Шопена «Прелюдия 24» легла в основу программы с седативным (успокаивающим) эффектом, музыка Р. Вагнера «Вступление к третьему действию оперы «Лоэнгрин» — программы с активизирующим зарядом и т. п. Также была предложена оригинальная идея и концепция «робота-интерьера», который в качестве входных данных получает информацию с дистанционных датчиков, отслеживающих психофизические функции космонавта, и в зависимости от состояния и самочувствия человека меняет освещенность, температуру, видеоряд, музыкальное сопровождение и другие значимые параметры.

Это направление исследований положительно решило вопрос, возможны ли в принципе длительные космические полеты. Методики психологического сопровождения космонавтов имеют огромное значение для успеха будущих дальних космических экспедиций и возможного создания постоянных баз на Луне и Марсе. Их применение открывает широкие возможности для освоения ближнего и дальнего космоса.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ОТРАСЛЕВЫХ ФИРМ НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ПАТЕНТНОЙ ИНФОРМАЦИИ**

**Д.Е. Курбатов**

**kurbatovde@iss-reshetnev.ru**

АО «Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф. Решетнёва», г. Железногорск, Красноярский край

Данный доклад является актуальным, так как выбор и обоснование научно-исследовательских работ невозможны без проведения статистических и прогнозных исследований, которые предоставляют опережающую информацию для принятия наилучшего стратегического решения.

Патентная информация широко используется в мире для выявления альтернативных научно-технических направлений и их тенденций, которые являются основой прогноза.

В данной работе поставлена цель исследовать научно-техническую деятельность фирм на основе статистического анализа патентной информации, изучения динамики патентования в ракетно-космической отрасли.

Для этого были решены следующие задачи:

1. сделан анализ методики маркетинговых исследований на основе патентной информации;
2. определены состояние, структура и динамика развития патентной ситуации в ракетно-космической отрасли России и ведущих стран мира, проведена оценка уровня их изобретательской активности.

Патентные исследования являются частью маркетинговых исследований, направленных на определение технического уровня объекта техники, сложившейся патентной ситуации, исследования направлений научно-исследовательской и производственной деятельности организаций и фирм, которые действуют или могут действовать на рынке разрабатываемой продукции, включая выявление потенциальных конкурентов, анализ направлений их деятельности, выбор рыночной ниши и т. п.

Сделаны следующие выводы:

1. На основании анализа динамики патентования в РФ можно констатировать, что, начиная с 2009 года, резко возросло количество патентов (до 300 в год), в 2014 году этот показатель достиг рекордного значения — 328 патентов. Это произошло после вливания инвестиций в научное образование, научно-исследовательские и высокотехнологические разработки в космической отрасли на

государственном уровне. Роскосмос заключил контракты на выполнение новых НИР и ОКР. Это способствовало дальнейшему развитию аэрокосмической отрасли и, как следствие, увеличению количества новых высокотехнологичных разработок и их патентованию.

2. Россия занимает 3-е место по количеству патентов и возрастающей динамике патентования в такой наукоёмкой и высокотехнологичной отрасли, как аэрокосмическая. Однако количество зарубежных патентов, полученных российскими заявителями, невелико из-за сильной конкуренции с ведущими американскими, европейскими, японскими, китайскими и корейскими корпорациями, высокой стоимости зарубежного патентования и т. д.

### **ПЕРВАЯ (ЧЕЛНОК КОСМИЧЕСКИЙ – ЧК) СТУПЕНЬ ЛУННОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ**

**А. Щербakov, А. Ковалев, Ф. Парфентьев**  
под руководством В.И. Флорова

[vi-florov@mail.ru](mailto:vi-florov@mail.ru)

Колледж космического машиностроения и технологии технологического университета, г. Королёв

В докладе рассматривается космическая многоуровневая транспортная система для создания на Луне развивающейся промышленности. Это условие необходимо для того, чтобы начать материально-энергетический этап развития космонавтики. В данный момент космонавтика находится на этапе пространственной экспансии в космическое пространство.

Вся транспортная система состоит из четырех ступеней. Первая — аэрокосмический земной челнок (ЧЗ), базирующийся на Земле, и космический челнок (ЧК) с базой на опорной околоземной станции, заправляемый химическим ракетным топливом, производимым на Луне. Вторая и третья ступени транспортной системы состоят из аппаратов малой тяги (АМТ) и в баллистическом построении представляют собой группировку АМТ (вторая — из 38 АМТ, третья — из 2) на орбитах, соединяющих соответственно земную опорную орбиту, точку либрации L1 системы Земля–Луна и L1 и лунную опорную орбиту. Вторую и третью ступень наши коллеги описали в тезисах доклада, посвященного проектному облику ступеней, основным параметрам и баллистическому построению. Первую часть первой ступени они изложили на Чтениях К.Э Циолковского в сентябре 2014 года и опубликовали в соответствующем сборнике тезисов докладов. Четвертая ступень еще ждет своего описания. Здесь мы продолжаем описание первой ступени и ее второй части — ЧК.

ЧК представляет собой ракетный аппарат (ЖРД), работающий на «лунном топливе» и стартующий без полезного груза, который снижается до орбитальной скорости — 4 км/с и высоты — 100 км для встречи в прямом движении с ЧЗ, перехвата и транспортировки его полезного груза. Возврат на земную опорную орбиту базирования происходит за счет хранящегося на борту ЧК «лунного топлива» обратного движения.



## ТРЕТЬЯ И ЧЕТВЕРТАЯ СТУПЕНИ ЛУННОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ

**Я. Скрипка, А. Буфтык, Л. Чернега, Ю. Задубровская**  
 под руководством **В.И. Флорова** **vi-florov@mail.ru**

Колледж космического машиностроения и технологии технологического университета, г. Королёв

Полезный груз второй, третьей (буксир космический — БЗ) и четвертой (буксир космический — БЛ) ступеней — это поток квант (грузов, которые на опорную земную станцию доставляет первая ступень — ЧЗ+ЧК), который движется к Луне. Ему навстречу движется грузопоток «лунного топлива» (химического топлива для ЖРД ЧК и рабочего тела для ЭРД), перемещаемого на таких же многоразовых аппаратах, обеспечивающий энергетику всей (кроме ЧЗ) транспортной системы.

Транспортировка грузов второй и третьей ступенями транспортной системы идет по траектории, состоящей из двух спиралей третьей и четвертой ступеней аппаратов с малыми тягами (АМТ), вписанными в полуорбиты эллипса с фокусом в центре Земли и орбиты эллипса с фокусом в центре Луны в момент их касания в точке либрации L1. В этой точке в динамически регулируемом устойчивом состоянии находится опорная база — станция со складами резервного топлива и ожидающими транспортировки квант (грузами и транспортными аппаратами прямого (к Луне) и обратного (к Земле) движения). Этими функциями обладает любая из опорных баз транспортной системы: земная, L1 и лунная. Но динамическую устойчивость имеет только база-станция L1. Эта устойчивость требует некоторых затрат энергии и рабочего тела и обеспечивается стационарной электроракетной двигательной установкой (СЭРДУ).

## ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МОДИФИКАЦИЙ МБР

**О.В. Ковалевская** **matveev\_ya@mail.ru**

Московский авиационный институт, г. Москва

Мировой рынок пусковых услуг по обслуживанию запусков коммерческих космических аппаратов (КА) имеет устойчивую тенденцию к расширению, так как запуск КА позволяет решить целый ряд важных народно-хозяйственных проблем. Для выполнения транспортных операций, связанных с доставкой полезного груза на низкие орбиты, рассматривается возможность применения межконтинентальных баллистических ракет (МБР), в частности ракет, снимаемых с боевого дежурства. Связано это с возможностью экономить ресурсы при разработке и создании ракетносителя (РН) за счет высокой степени заимствования ранее разработанных систем и агрегатов, сокращения сроков и объемов наземной отработки и летных испытаний, использования ранее изготовленного технического и технологического оборудования.

Известно также, что переоборудование МБР в РН, т. е. по существу модернизация МБР, представляет собой эффективный способ утилизации МБР с истекающим сроком эксплуатации. С восточного полигона проводили пуски РН «Старт», которые, по сути, являлись модификациями МБР с ракетным двигателем твердого топлива (РДТТ). Были сообщения об успешном применении в качестве РН модификаций баллистических ракет (БР) с ракетным двигателем на твердом топливе морского базирования (РН «Волна») и шахтного базирования (РН «Днепр»). В перспективе, по-видимому, следует ожидать расширения применения модификаций МБР для выполнения транспортных операций на орбиту.

Для разработчика новой техники в таком случае актуальной задачей является определение рациональных параметров модификаций средств выведения, создаваемых на основе базовых изделий – БР. Одновременно нужно решить комплекс вопросов, связанных с определением рационального типажа таких средств выведения, программы и сроков введения техники в строй, проблем отработки и обеспечения надежности, снижения риска реализации проектов и др.

В докладе проводится сравнительный анализ основных направлений создания модификаций РН на основе базовых МБР с РДТТ. Рассматриваются два случая:

1. Базовая МБР практически не меняется и используется дополнительная апогейная ступень выведения полезной нагрузки на орбиту Земли.
2. Одновременно проводится замена разгонного блока на базовой баллистической ракете и используются дополнительные апогейные ступени выведения.

Выбор варианта создания модификации РН зависит от особенностей транспортной задачи, т. е. от достижимых тактико-технических характеристик модификации РН, сроков реализации проекта и объема затрат на проект.

### **ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ НАДЕЖНОСТИ И ПРОГРАММЫ ОТРАБОТКИ МОДИФИКАЦИИ РН С РДТТ**

**А.А. Сычев, Ю.А. Матвеев**

**matveev\_ya@mail.ru**

Московский авиационный институт, г. Москва

Программа развития средств доставки полезных грузов на орбиту, принятая ФКА на перспективу до 2020 года и далее, предусматривает наряду с разработкой новых проектов перспективных РН проведение работ по созданию модификаций ЛА на базе существующих РН и БР для выполнения планируемых транспортных операций. Разработка модификаций РН во многих случаях оказывается экономически более целесообразной, позволяет экономить материальные ресурсы, эффективно использовать опыт, накопленную техническую и технологическую базу при производстве и эксплуатации техники.

Анализ показывает, что вопросы развития средств выведения, модернизации комплексов, создания модификаций ЛА рассматриваются на ранних этапах реализации проекта. Задача разработки модификаций ЛА обычно связана с необходимостью повышения эффективности техники, расширением области ее применения. В этом случае вносятся изменения в базовое проектное решение, меняется структура объекта, проводится замена подсистем, что позволяет улучшить характеристики объекта в целом. Проектные задачи, решаемые в этом случае, имеют свои особенности. Связаны они в основном с необходимостью проведения комплексного многокритериального анализа альтернативных решений, необходимостью учета динамики функциональных и параметрических связей при оценке характеристик модификаций РН.

В докладе рассматривается постановка задачи комплексной оптимизации параметров модификации РН и программы отработки и обеспечения надежности, более подробно анализируются особенности оптимизации параметров надежности и программы отработки модификации РН с РДТТ по критерию минимальной стоимости первого опытного образца при заданных проектных параметрах и ограничении на время разработки изделия. Приводится методика оценки затрат на создание первого опытного образца модификации РН с РДТТ, разработанная на основе статистических данных. Представлен расчетный пример оптимизации параметров надежности и программы отработки модификации РН с РДТТ по критерию минимальной стоимости первого опытного образца.

## ЗАДАЧА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРСПЕКТИВНЫХ КА МОНИТОРИНГА ПРИРОДНОЙ СРЕДЫ

Чо Хюнчжэ,  
Ю.А. Матвеев

skypeo88@gmail.com,  
matveev\_ya@mail.ru

Московский авиационный институт, г. Москва

Сегодня многие страны участвуют в международных космических программах по мониторингу природной среды. Такие работы позволяют быстро осваивать новые наукоемкие технологии, что объективно способствует научно-техническому и социально-экономическому развитию стран-участниц проектов.

Чтобы обеспечить эффективную организацию и управление при выполнении таких работ, необходимы прогнозные исследования перспектив развития техники и технологии космического мониторинга природной среды.

Рассматриваются вопросы конструктивного прогнозирования КА ДЗЗ, когда учитываются особенности реализации проекта и технико-экономические ограничения.

Поставлена задача перспективного проектирования высокоорбитальных КА ДЗЗ. Обсуждаются приемы прогнозирования определяющих параметров на основе опытных данных.

Исследуются особенности проектных решений при использовании унифицированных базовых подсистем.

## ОПТИМИЗАЦИЯ СТОИМОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ ГЕОФИЗИЧЕСКИХ РАКЕТНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

А.В. Багров

bagrov@rpatyphoon.ru

ФГБУ «НПО «Тайфун», г. Обнинск

Применение в геофизических экспериментах неуправляемых баллистических ракет (НБР) обусловлено их более низкой, в сравнении с управляемыми ракетами, стоимостью и большей относительной массой. Связано это с отсутствием в НБР систем управления полетом. В связи с этим нет возможности влиять на траекторию полета НБР после ее старта, а ее наведение производится с помощью углов возвышения и азимута пусковой установки (ПУ). Полет такой НБР проходит по параболе с последующим падением, в связи с чем территории в районе предполагаемого падения отчуждаются, а воздушное и морское пространство закрываются. Затраты на подобные меры предосторожности могут быть довольно существенными и их необходимо учитывать при оценке затрат на проведение ракетного эксперимента. Таким образом, затраты на проведение серии из ракетных экспериментов с применением НБР можно представить в виде:

$$C_{p.э.} = \sum_1^N C_p + \sum_1^N C_{n.n} + C_{c.c} + \sum_1^N C_d$$

где  $C_p$  – стоимость ракеты,  $C_{n.n}$  – стоимость отчуждения полей падения и воздушного пространства,  $C_{c.c}$  – стоимость стартовых систем,  $C_d$  – дополнительные затраты на проведение пуска.

Стоимость отчуждения территорий под поля падения зависит, в первую очередь, от отклонения точки падения ракеты от точки прицеливания, то есть от траектории ракеты, а значит, есть возможность оптимизации стоимости проведения ракетного экс-

перимента за счет уменьшения полей падения. В таком случае, задачу оптимизации стоимости полей падения можно формально записать в виде:

$$\begin{cases} C_{н.л} (D_{факт}^i, dt, M) \rightarrow \min \\ D_{исх}^i \rightarrow D_{факт}^i \\ dt \rightarrow 0 \\ M \rightarrow M_{факт} \end{cases}$$

где  $D_{исх}$  – значения исходных параметров, влияющих на траекторию,  $D_{факт}$  – фактические значения этих параметров в момент пуска,  $dt$  – промежуток времени между получением исходных данных и пуском НБР,  $M$  – параметр, определяющий совершенство расчетной модели, при этом  $M_{факт}$  соответствует идеальной модели.

В данной работе рассмотрен вопрос решения сформулированной выше задачи оптимизации размеров полей падения, разобраны актуальные методы наведения НБР и предложены пути их совершенствования. Для уменьшения размеров полей падения предложено использовать при пусках геофизических НБР специальное программное обеспечение «Angles» «Баллистика МН-300». Предложенное программное обеспечение прошло апробацию на пусках НБР МН-300 на СРЗА «Тикси».

## ПРЕОДОЛЕНИЕ КРИЗИСА РАЗВИТИЯ КОСМОНАВТИКИ

**А.Г. Ребеко**

[alex@akmeon.com](mailto:alex@akmeon.com)

ООО «Акмеон»

В данном докладе предлагается для обсуждения проблема развития космонавтики, которое перешло в стадию стагнации. Стагнация (кризис развития) чревато последующей деградацией отрасли. Рассмотрены причины стагнации, которые связаны с отсутствием истинно космической индустрии. Один из возможных источников будущей деградации – сокращение рынка пусковых услуг для спутников космической связи. Показано, что космическая связь не является сегментом космической индустрии, а является индустрией информатики. Этот новый взгляд на причину застоя в развитии новых, более экономных средств доставки грузов в Космос.

В докладе утверждается, что кризис развития «ракетной» космонавтики органично связан с истощением «экологической ниши», которая и была создана ракетносителями.

Выход из кризиса развития автором видится в создании новых, «неракетных» способов вывода грузов в Космос, которые будут экономнее существующих на два порядка, которые не требуют разработки новых, сверхдорогих авиакосмических систем. Наиболее подходящим для вывода грузов являются ускорители «пушечного типа», которые хорошо исследованы, и требуют только инженерно-технических доработок. Предлагается рациональное разделение пассажиропотока, с которым прекрасно справится и современная ракетная космонавтика, и грузопотока, с которой должна справиться «пушечная космонавтика». Которая должна вывести большое количество грузов и материалов в Космос по низкой цене. Одной из задач «пушечной космонавтики» будет обеспечение больших межпланетных экспедиций топливом, едой и материалами, что повысит их выживаемость и эффективность, сделает возможным применение необходимых «тяжелой» радиационной защиты и искусственной гравитации. Без чего постоянное присутствие в Дальнем Космосе и успешное освоение Солнечной Системы Человеком невозможно.



## КОСМОНАВТИКА И КУЛЬТУРА

### ПИЛОТИРУЕМЫЕ ЛУННЫЕ ПРОГРАММЫ

**А.М. Ильин**

Компания «Лин Индастриал», г. Москва

В первой части доклада приводится обзор планов ведущих космических держав и частных компаний мира.

После отмены программы «Созвездие» (Constellation) американское космическое агентство NASA решило выбрать в качестве основной цели постепенную подготовку к экспедиции на Марс, которая должна состояться не раньше 30–40-х годов XXI века. В конце 2015 года были обнародованы предварительные планы американской марсианской миссии.

Россия, в свою очередь, в качестве стратегической цели выбирает освоение Луны. В докладе рассматриваются предложенные Федеральным космическим агентством этапы освоения естественного спутника, приводится описание отечественных автоматических станций для исследования Луны. К сожалению, в связи с финансовыми трудностями первоначальные планы лунных миссий были значительно сокращены и в данный момент не предполагают высадку российской экспедиции на Луну раньше 30-х годов XXI века.

В докладе приводится краткий обзор планов Китая, Индии, стран Европы, а также проектов «космических частников». Рассмотрены как проекты крупных фирм — SpaceX, Bigelow Aerospace, так и предложения энтузиастов — план по облету Марса Денниса Тито, марсианская экспедиция основателя The Mars Society Роберта Зубрина, фантазии о колонизации Красной планеты — MarsOne.

Вторая часть доклада посвящена проекту «Луна семь» — альтернативному варианту лунной программы, предложенному отечественной компанией «Лин Индастриал». В ходе проработки программы удалось в первом приближении определить параметры лунной базы и необходимой для её строительства транспортной системы.

Основной лозунг предложения — «Лететь сегодня!»: в проекте используются только те средства, создание которых возможно в ближайшем (в течение пяти лет) будущем. В качестве основы транспортной системы предполагается использовать модернизированную ракету «Ангара-А5». Для выхода на орбиту Луны и посадки на ее поверхность проектом предлагается посадочная ступень на основе существующего и отработанного РБ «Фрегат». Конструкция пилотируемого лунного корабля основывается на использовании корпусов спускаемого аппарата и бытового отсека «Союза», также проработан вариант использования задела по транспортному кораблю снабжения (ТКС), а именно — его возвращаемому аппарату.

Корабль, предлагаемый в проекте «Луна семь», садится на поверхность Луны без топлива на обратный путь. Запас, необходимый для возвращения, должны предварительно доставить два заправщика. Схема с посадкой тяжелого спускаемого аппарата на поверхность не является энергетически оптимальной. В предложении «Луна семь» были рассмотрены и «классические» варианты экспедиции со стыковкой на орбите Луны, однако они требуют создания не только отдельного легкого лунного корабля,

но и лунного взлётно-посадочного модуля, а это сильно усложняет концепцию. В докладе также приводится анализ преимуществ и недостатков лунной базы в сравнении с лунной орбитальной станцией.

Рассматривается также «Луна семь V. 2.0» — альтернативный проект, в котором предлагается для выхода на орбиту вокруг Луны использовать не новый космический корабль, а модернизированный КА «Союз» и существующую ракету «Ангара А5». В случае выбора данного варианта можно начать полеты к Луне уже через 3–5 лет!

В третьей части доклада анализируются преимущества и недостатки Луны и Марса в качестве целей для космонавтики ближайшего будущего.

### **НА МАРС ЧЕРЕЗ ЛУНУ?**

**И.А. Соболев**

Компания «Даурия Аэропейс», д. Сколково, Московская область

В докладе сделан анализ различных вариантов марсианских экспедиций с использованием электроракетных двигателей малой тяги и химических ракетных двигателей. Представлена эффективная архитектура для пилотируемой миссии на Марс.

### **ПИЛОТИРУЕМАЯ МИССИЯ ПО ОБЛЕТУ ВЕНЕРЫ И МАРСА В 2021 — 2023 ГГ. С ЭКИПАЖЕМ ИЗ ДВУХ ЧЕЛОВЕК (ИНИЦИАТИВНЫЕ ПРЕДЛОЖЕНИЯ)**

**А.В. Хохлов**

Центральный научно-исследовательский институт робототехники и технической кибернетики (ЦНИИ РТК), г. Санкт-Петербург

Команда «космических» энтузиастов предлагает разработать аванпроект пилотируемой миссии по облёту Венеры и Марса в 2021–2023 годах с экипажем из двух человек. Планируется применить траекторию, предложенную командой Денниса Тито, но с другим техническим воплощением облётного корабля.

За основу взята ракетно-космическая техника, разработанная в России и Европейском союзе (ЕС), с расчётом, что все предусмотренные в проекте ракеты, космические модули, возвращаемый аппарат и бортовые системы можно было бы заказать и сделать к 2021 году. Приоритет отдан существующим системам и тем, которые можно разработать в короткие сроки. Стоимость миссии предварительно оценена в 6 млрд долларов.

По мнению команды, данная миссия укрепила бы международное положение России как одной из ведущих стран в пилотируемой космонавтике, воспитала бы новое поколение разработчиков сложной космической техники. Основная цель — получить ответ, может ли человек летать в дальний космос (между орбитами Венеры и Марса) при современном развитии цивилизации и существующем научно-техническом потенциале.

## КОСМОНАВТИКА И ИНТЕРНЕТ. СПОСОБНА ЛИ МЕДИАРЕВОЛЮЦИЯ ПОВЛИЯТЬ НА ОТНОШЕНИЕ ОБЩЕСТВА К КОСМОСУ

**В.Ю. Егоров**

Компания «Даурия Аэроспейс», д. Сколково, Московская область

Современные средства коммуникации меняют облик СМИ, формируют новые каналы взаимодействия между членами общества и открывают новые возможности популяризации космонавтики. Какое воздействие космонавтика оказывает на общество и какое влияние современное общество может оказать на космонавтику? Могут ли группы энтузиастов инициировать крупные космические проекты?

## ОСВОЕНИЕ ЛУНЫ — ПЕРВЫЙ НЕОБХОДИМЫЙ ЭТАП ОСВОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

**С.В. Александров**

В документе «Глобальная стратегия исследований» (The Global Exploration Strategy. The Framework for Coordination), разработанном представителями 14 космических агентств (включая NASA, ESA и Роскосмос) весной 2007 года, указано, что основной стратегической задачей космонавтики является расширение ареала обитания человечества. Сначала предполагается освоить Луну и Марс, а затем по мере накопления научного знания и технических возможностей другие объекты Солнечной системы. Утверждается, что «наша цель — не много коротких посещений, а, скорее, длительное и в конечном счете самообеспечивающееся, поддерживаемое автоматическими системами человеческое присутствие вне Земли». Постоянное присутствие человека на Луне, Марсе и т. д., предполагает регулярное транспортное (как грузовое, так и пассажирское) сообщение с этими небесными телами, для чего необходим флот межпланетных космических кораблей (МКК).

МКК будут иметь большие размеры и массу в силу следующих факторов:

- максимизации объёма герметичных помещений пилотируемых КА, приходящихся на одного члена экипажа;
- достаточно большой численности экипажа (не менее 6–10 человек);
- создания надёжной радиационной защиты;
- необходимости обеспечения функционирования сложных технических систем, надёжность элементов которых не равна единице;
- из-за оснащения пилотируемого МКК техническими средствами для поиска ранее доставленных грузов, обеспечения их транспортировки к месту монтажа планетной обитаемой базы и собственно монтажа обитаемых конструкций.

Кроме того, для соблюдения современных требований, предъявляемых к безопасности космонавтов, в экспедициях необходимо участие не одного, а нескольких пилотируемых МКК. Перечисленные факторы приводят к тому, что масса полезного груза МКК составит многие сотни, даже тысячи тонн. И эта величина — не более 30–50 % сухой массы МКК и не более 5–10 % стартовой массы МКК с ЯРД, не рассчитанного на многократное использование.

Применение электроракетных двигателей сокращает нужный запас рабочего тела, однако существенно увеличивает продолжительность перелёта, что неприемлемо для пилотируемых, а тем более регулярных полётов. Доставка требуемого объёма грузов с поверхности Земли на монтажную орбиту потребует увеличения грузопотока «Земля НОО» на 1–2 порядка. Поэтому необходимым условием создания флота МКК

является минимизация грузопотока «Земля НОО». Этого можно достичь, используя при постройке и эксплуатации МКК вземные сырьевые и энергетические ресурсы, и ближайшим и наиболее доступным источником таких ресурсов является Луна. Лунная поверхность может служить источником конструкционных материалов, а также кислорода для систем обеспечения жизнедеятельности (СЖО) и окислителя ракетного топлива.

Проводились экспериментальные работы по созданию термохимических ракетных двигателей (РД) на компонентах «порошкообразный алюминий/магний — жидкий/газообразный кислород». РД такого типа могут использоваться для доставки грузов с поверхности Луны на монтажные орбиты. Вновь открытые на Луне запасы воды могут быть использованы для получения рабочего тела или компонентов ракетного топлива, однако более целесообразно их использование в СЖО.

Кроме того, на Луне нет углерода, хлора и ряда других химических элементов, применение которых предполагается в разрабатываемых технологических процессах получения конструкционных материалов из лунного грунта. Их нужно завозить с Земли, однако использоваться они будут как катализаторы, восстанавливаемые в ходе технологического процесса.

Не обнаружены на Луне и залежи делящихся материалов, что, однако, по очевидным политическим причинам, скорее, является достоинством.

Таким образом, необходимым этапом освоения космического пространства является создание на Луне энергопроизводительной инфраструктуры обеспечения дальних космических полётов. Развитие этой инфраструктуры в силу того же требования минимизации грузопотока «Земля НОО» должно опираться не на доставку оборудования с Земли, а на производство его на Луне из лунного сырья.

## МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ПРОГРАММЫ 1959 – 1960 ГОДОВ

**В.Е. Бугров**

РКК «Энергия», г. Королев

Идеи К.Э. Циолковского, касающиеся освоения мировых пространств, были конкретизированы в советской межпланетной программе, разработанной С.П. Королёвым, В.П. Мишиным, М.К. Тихонравовым и утверждённой двумя постановлениями правительства в 1959 и 1960 годах. В ней были обозначены три задачи: первый полёт человека в космос, полёт в межпланетное пространство и экспедиция на планеты.

В ОКБ-1 одновременно разрабатывались корабль «Восток» и тяжёлый межпланетный корабль ТМК. Летом 1962 года Королёв представил экспертной комиссии М.В. Келдыша проект экспедиции на Марс, но она не рассматривалась как ближайшая задача, а лишь позволяла уточнить требования к ТМК и ракете Н1.

Комиссия одобрила главный вывод: ТМК для межпланетных полётов необходимо создавать независимо от схемы полёта и типов двигателей, и отрабатывать его работу на Земле и на ОИСЗ — как тяжёлую орбитальную станцию ТОС. Полётам к Марсу и Венере должна была предшествовать отработка ТМК в межпланетном пространстве. Предполагалось вывести его в точку либрации между Землёй и Солнцем для выполнения экспериментального годового полёта вокруг Солнца.

Утверждённая программа успешно выполнялась. В ИМБП с 1968 года на макете ТМК проведены испытания систем жизнеобеспечения с имитацией условий межпланетного полёта. Келдыш в 1969 году дважды выразил уверенность в том, что в 1975 году мы можем запустить пилотируемый спутник к Марсу. К 1974 году ракета Н1 подтвердила свои лётные характеристики, полностью устранены замечания по двигателям.



В 1974 году под флагом прекращения лунной программы бывшие соратники Королёва в угоду личным амбициям уничтожили советскую межпланетную программу и похоронили идеи К.Э. Циолковского. Устами генерального секретаря они провозгласили свой «магистральный путь освоения космоса — исследования с помощью долговременных орбитальных станций».

Полёты на орбитальные станции проводятся уже более 40 лет на ракете и корабле «Союз», созданных Королёвым. В космонавтике не придумано ничего нового, кроме модулей орбитальных станций. Ракета «Ангара» и космодром «Восточный» — это пока не космонавтика. Полеты на МКС продолжатся ещё лет 10, а затем деградация российской космонавтики станет очевидной. Полёты к Луне через 60 лет после американцев продемонстрируют ничтожество России, обещания создать базы на Луне и Марсе после 2050 года — рассказы для школьников.

В докладе произведен анализ основных предпосылок для успешного развития космонавтики в периоды после 1966 и 1974 годов и в наше время:

- цели и задачи пилотируемых полётов;
- организация государственного управления пилотируемыми программами;
- влияние международного сотрудничества на развитие космонавтики;
- роль головного института при выборе перспективных направлений в космонавтике.

Рассматриваются практические возможности полномасштабного освоения Луны и Марса. Приводятся массовые характеристики основных средств решения этих задач. Делается вывод о реальных возможностях участия России в дальнейшем освоении Космоса.

## **ВИКТОР ПАЦАЕВ: ЧЕЛОВЕК И КОРАБЛЬ**

### **В.М. Ломакин**

Лётчик-космонавт СССР, Герой Советского Союза В.И. Пацаев был инженером-испытателем в составе экипажа космического корабля (КК) «Союз-11». С командиром Г.Т. Добровольским и бортинженером В.Н. Волковым в июне 1971 года он совершил полёт и стыковку с первой в мире орбитальной космической станцией «Салют-1». Успешно выполнив программу полёта, во время возвращения на Землю экипаж погиб из-за разгерметизации спускаемого аппарата.

По результатам анализа причин аварии конструкция КК «Союз» была существенно доработана. Ценой своих жизней экипаж «Союза-11» помог установить те критерии безопасности космических полётов, которые применяются до сих пор.

В 1978 году в состав Морского космического флота (МКФ) СССР, суда которого осуществляли из акватории Мирового океана слежение за полётами космических аппаратов, находящихся вне зоны радиовидимости с территории СССР, было введено научно-исследовательское судно (НИС) «Космонавт Виктор Пацаев». С 1978 по 1994 годы НИС «Космонавт Виктор Пацаев» было выполнено 14 экспедиционных рейсов в Атлантическом океане по обеспечению космических полётов.

На данный момент НИС «Космонавт Виктор Пацаев» — единственное уцелевшее судно МКФ СССР, оно стоит на приколе в Калининграде на набережной Исторического флота Музея Мирового океана. Судно выполняет функции стационарного измерительного пункта Роскосмоса в самой западной точке России, на его борту открыта музейная экспозиция.

Судьба НИС «Космонавт Виктор Пацаев» до сих пор не определена: станет ли корабль со временем полноценным музеем или его ждёт утилизация, как и все остальные суда МКФ СССР.

### **45 ЛЕТ ПЕРВОЙ В МИРЕ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ «САЛЮТ»: О ПАМЯТИ И ПАМЯТНИКАХ**

**С.В. Пацаева**

МГУ имени М.В. Ломоносова, г. Москва

Первая в мире орбитальная станция «Салют» была запущена 19 апреля 1971 года. Мощная ракета «Протон» вывела на орбиту Земли станцию, название которой символично отражало десятилетний юбилей полёта Гагарина. В течение почти 23 суток на станции работали летчики-космонавты Г.Т. Добровольский, В.Н. Волков и В.И. Пацаев. Был выполнен большой объём научно-технических, медико-биологических, физических, астрофизических исследований, проведены испытания конструкции станции и проверка всех бортовых систем и научной аппаратуры нового космического комплекса. Однако при возвращении экипажа на Землю случилось непредвиденное: произошла авария — нарушилась герметичность спускаемой кабины. Несмотря на то что автоматика произвела мягкую посадку корабля «Союз–11», космонавты погибли. Значение работы испытателей первой орбитальной станции трудно переоценить. Как написано в книге «"Салют" на орбите» (1973), материалы научной работы экипажа станции «Салют» помогут людям раскрыть часть тайн Земли и Вселенной и использовать космос в интересах человечества.

Первый памятник космонавтам был установлен в августе 1971 года: алюминиевую статуэтку человечка в скафандре и табличку с именами 14 астронавтов и космонавтов, погибших и умерших в 1964–1971 годах, оставил на поверхности Луны командир космического корабля «Аполлон-15» Дэвид Скотт. В 1973 году установлен мемориальный знак на месте приземления корабля «Союз-11». Позже он был разрушен вандалами, однако в 2014 году на этом месте вновь появилась памятная доска. В разных городах России есть памятники космонавтам.

Именами погибших космонавтов были названы три корабля Морского космического флота. Однако к настоящему моменту уцелело только одно судно — «Космонавт Виктор Пацаев», за сохранение которого как памятника отечественной космонавтики и специального судостроения борются ветераны флота Службы космических исследований. Как написал один из подписавших петицию в защиту корабля: «Обязательно нужно сохранить живого свидетеля истории — судно, ставшее легендой, знакомящее нас с историей, которой мы можем гордиться!».

### **МОРСКОЙ КОСМИЧЕСКИЙ ФЛОТ. ФЛАГМАН «КОСМОНАВТ ЮРИЙ ГАГАРИН», НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЕ СУДНО «АКАДЕМИК СЕРГЕЙ КОРОЛЁВ»**

**С.И. Николаев**

Морокой космический флот (МКФ) — большой отряд научно-исследовательских судов, предназначенных для обеспечения полетов различных типов космических кораблей и аппаратов. Флот вел наблюдение за КА из различных точек Мирового океана. Впервые плавучие измерительные пункты были созданы на судах Морского флота «Краснодар», «Ворошилов», «Долинск». Они использовались на этапах подготовки полета человека в космос и для контроля работы бортовых систем космического корабля «Восток», пилотируемого Ю.А. Гагариным, на этапе спуска.

В ноябре 1962 года директивой Главкома РВСН в составе наземного командно-измерительного комплекса (КИК) был создан плавучий телеметрический комплекс (ПТК), в который вошли суда «Краснодар», «Ворошилов», «Долинск». Положительный опыт использования научно-исследовательских судов для обеспечения полетов космических кораблей и аппаратов, долговременных орбитальных станций обеспечил дальнейшее развитие Морского космического флота.

В различные годы взамен морально устаревших НИСов были построены новые, оснащенные новейшей аппаратурой: «Боровичи», «Невель», «Кегостров», «Моржовец». Под «лунные программы» были построены плавучие командно-измерительные комплексы — научно-исследовательские суда «Космонавт Владимир Комаров», «Академик Сергей Королев», «Космонавт Юрий Гагарин».

НИС «КВК» с августа 1967 года по май 1989 года совершило 27 длительных рейсов. НИС «АСК» за 21 год эксплуатации совершило 22 экспедиционных рейса, обеспечив полеты орбитальных станций «Салют» и «Алмаз», 27 грузовых кораблей «Прогресс», 10 автоматических аппаратов к Луне, Марсу и Венере, моделей орбитального корабля «Буран», станции «Мир» и многих пилотируемых космических кораблей. НИС «КЮГ» за 20 лет эксплуатации совершило 20 экспедиционных рейсов, обеспечив полеты орбитальной станции «Мир», КК «Союз ТМ-10, 11, 12», модулей дооснащения «Квант», «Кристалл», «Квант-2», «Гамма» и многих других аппаратов.

На сегодняшний день Морского космического флота не существует. Сохранился лишь НИС «Космонавт Виктор Пацаев». Он стоит у причала в г. Калининграде. НИСы «КЮГ» и «АСК» после развала Советского Союза отошли Украине, разграблены и проданы Индии по цене металлолома. Другие НИСы были разукомплектованы и переданы Министерству морского флота.

## **О ФЛОТЕ СЛУЖБЫ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ – НАСЛЕДИИ С.П. КОРОЛЁВА**

**В.А. Проценко**

Культура — это многогранное понятие, включающее способность бережно хранить наследие, оставленное лучшими людьми нации. Благодаря широте взглядов и целеустремлённости С.П. Королёва в нашей стране была создана и получила развитие стратегическая отрасль — космонавтика. Стратегическая, поскольку влияет на развитие науки и промышленности, обороноспособность, международный авторитет страны, общественное сознание и культуру народа.

Успехи космонавтики во времена СССР в немалой степени были обусловлены существованием созданного по инициативе С.П. Королёва флота — Плавучего телеметрического комплекса, названного позднее флотом Службы космических исследований. Флота, способного получать информацию с борта космического аппарата, находясь в любой точке Мирового океана. За годы своего существования флот принимал участие во всех космических программах страны: старты АМС к Луне, Венере и Марсу, пилотируемые полёты космических кораблей, начиная с полёта Ю.А. Гагарина, полёты долговременных обитаемых станций и комплексов «Салют» и «Мир», испытания тяжёлой ракеты-носителя «Энергия» и многоразового космического корабля «Буран».

Теперь этого флота в нашей стране не существует. Из 17 судов сохранилось одно — НИС «Космонавт Виктор Пацаев», которое 14 лет стоит у причала Музея мирового океана в Калининграде, однако пока ещё состоящее в контуре управления российским сегментом МКС и предоставляющее свои помещения для экспозиций музея. В ближайшее время судно прекратит работу по своему прямому назначению. Его дальнейшая судьба не определена. Есть два варианта: либо судно уйдёт на слом, либо

найдётся владелец, способный сохранить и содержать его в качестве памятника отечественной космонавтики и специального судостроения. Ни одно из ведомств пока не выразило желания сохранить НИС «Космонавт Виктор Пацаев», как культурное наследие народа и взять на себя его содержание.

Ветераны флота Службы космических исследований, развернули борьбу за судно и обращаются к слушателям королёвских чтений, к руководителям ведомств и к Правительству — не допустите уничтожения судна, окажите нам поддержку и примите меры к его сохранению! В знак уважения к достижениям своей страны, в память о С.П. Королёве.

### **ИСТОРИЧЕСКИЙ ПУТЬ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО СУДНА «КОСМОНАВТ ВИКТОР ПАЦАЕВ»**

#### **А.А. Масленников**

НИС «Космонавт Виктор Пацаев» — последнее действующее научно-исследовательское судно из 17 НИСов 9-го Отдельного морского командно-измерительного комплекса (9-й ОМ КИК), которые несли космическую вахту на просторах Мирового океана с 1963 по 1994 год. Дальнейшее освоение космического пространства, пилотируемая космонавтика, начало которой положено полетами ДОС «Салют», КА «Союз-10» и «Союз-11», поставили более сложные задачи перед 9-м ОМ КИК и его судами.

Первые суда — «Бежица» и «Ристна» — были выведены из эксплуатации и переданы для дальнейшего использования в пароходства. В 1977—1978 годах в состав 9-го ОМ КИК вошли научно-исследовательские суда («Проект 1929», «Селена-М»), оснащенные современными техническими средствами, построенные в соответствии с Постановлением СМ СССР от 25 апреля 1974 г. № 312-115. Судам (по инициативе Г.С. Титова) были присвоены имена космонавтов Владислава Волкова, Павла Беляева, Георгия Добровольского и Виктора Пацаева.

НИС «КВП» принято в эксплуатацию Государственной комиссией (Председатель комиссии Г.С. Титов) 24 ноября 1978 года. На борту НИС «КВП» был поднят вымпел АН СССР. В первый экспедиционный рейс НИС «КВП» вышло 19 июня 1979 года. За период 1979—1994 годов оно совершило 14 экспедиционных рейсов, прошло 417 070 морских миль (772 413 км), пробыв в океане 2568 суток. За время рейсов НИС «КВП» выполняло работы по ДОС «Салют» и «Мир», КА «Союз», «Союз-Т», «Союз-ТМ», «Бор-4», МАС «Венера-16», КА «Око», 11Ф74-В, «Ураган», «Прогноз-М», «Экран», «Молния-З», «Горизонт» и др.

Сокращение космической программы по известным причинам привело к расформированию 9-го ОМ КИК (директива ГШ ВС РФ № 314/З/012 от 26.01.1995 г.) и передаче оставшихся НИС «КВВ», КПБ», «КГД» и «КВП» в соответствии с постановлением правительства РФ (июнь 1995 г.) из подчинения Минобороны в ведение Российского космического агентства (Роскосмос).

С 2001 года НИС «КВП» пришвартовано у причала Музея Мирового океана в г. Калининграде, работает в контуре управления российским сегментом МСК и предоставляет свои помещения для экспозиций Музея.

## СОХРАНИМ ЛИ МЫ НАШУ ИСТОРИЮ?

**И.С. Хабидова**

ФГБУК «Музей Мирового океана», г. Калининград

Научно-исследовательское судно «Космонавт Виктор Пацаев» — последний участник ярких страниц истории «звездной флотилии». Это единственный и действующий в настоящее время корабль Морского космического флота, который был построен в СССР для выполнения программы прорыва человека в космос.

Сегодня, говоря о судьбе НИС «Космонавт Виктор Пацаев», мы спрашиваем: «Сохраним ли мы нашу историю?». Приказом Службы государственной охраны объектов культурного наследия Калининградской области № 71 от 24.07.2015 г. НИС «Космонавт Виктор Пацаев» включено в перечень выявленных объектов культурного наследия, подлежащих государственной охране. В настоящее время проводится историко-культурная экспертиза НИС «Космонавт Виктор Пацаев» с целью придания судну статуса объекта культурного наследия для включения в единый государственный реестр.

В текущем году собственник судна — АО «Научно-производственное объединение измерительной техники» — приняло решение о финансировании работы НИС «Космонавт Виктор Пацаев» как объекта космической инфраструктуры лишь до апреля 2016 года. После этого судно переходит в категорию непрофильных активов и подлежит отчуждению. 29 июня 2015 года на совместном совещании представителей Роскосмоса и Министерства культуры Российской Федерации владелец корабля, АО «НПО ИТ», предложил передать корабль Министерству культуры Российской Федерации на безвозмездной основе. Министерство культуры проинформировало Роскосмос, что осуществить финансирование работ по «музеефикации» судна не представляется возможным, так как затраты на докование и ремонт систем жизнеобеспечения корабля составляют 142 млн рублей. Расходы на содержание судна в год составят 16 млн рублей.

В сентябре 2015 года АО «НПО ИТ» обратилось к губернатору Калининградской области с аналогичным предложением, но тоже получило отказ с формулировкой о невозможности финансирования областью такого проекта. В настоящее время как никогда остро стоит вопрос о том, что будет с НИС «Космонавт Виктор Пацаев» после окончания финансирования АО «НПО ИТ»? Кто возьмет корабль с тем обременением, которое существует в настоящее время? Кто будет финансировать доковый ремонт и содержание судна уже в апреле 2016 года? Сейчас, после окончания проведения историко-культурной экспертизы НИС «Космонавт Виктор Пацаев» с целью придания ему статуса объекта культурного наследия, необходимо решить вопрос о его будущем. Объединив усилия всех лиц, заинтересованных в сохранении корабля, нужно найти решение, которое позволит сохранить НИС «Космонавт Виктор Пацаев» — символ истории освоения космоса, часть великой космической державы.

## «ПЕНТАКЛЬ-2016» — ПЯТЬ КОСМИЧЕСКИХ ДАТ

**Ю.В. Линник**

В будущем году Музей космического искусства празднует вместе с АМКОСом 5 юбилеев:

1. Василий Кандинский — 150 лет со дня рождения.
2. Игорь Яцунский — 100 лет со дня рождения.

И.М. Яцунского выделил среди других инженеров М.К. Тихонравов, поскольку тот сильно интересовался баллистикой ракет. Учтя это, Тихонравов предложил ему разработать теорию оптимального распределения конструктивно-баллистических параметров многоступенчатых ракет, а в 1948 году — ракет пакетной схемы (замысел которой был предложен ещё К.Э. Циолковским). Яцунский успешно провёл эти работы, разработав методiku, позволяющую с учётом влияния начальной перегрузки на вес конструкции «пакета» улучшить параметры ракеты в ходе полёта.

3. Станислав Лем — 95 лет со дня рождения и 55 лет со дня публикации фантастического романа «Солярис».

4. Александр Немтин — 80 лет со дня рождения.

5. Сергей Королёв — 50 лет со дня смерти.

## КОСМОС И ЧЕЛОВЕК: ЗАКОНЫ КУЛЬТУРЫ ВЗАИМООТНОШЕНИЙ

**О.Р. Полякова**

Санкт-Петербургский Государственный архитектурно-строительный университет, г. Санкт-Петербург

В докладе рассматривается система «Космос-человек» (макро- и микрокосмос). Показана роль космонавтики в подготовке условий для появления нового, эволюционно более совершенного типа человека — человека, гармонично общающегося с мирозданием.

Человек обладает удивительным свойством — у него есть глубокое внутреннее стремление выходить за границы и постигать новое. Эта потребность существует на всех уровнях развития общества и определяется масштабом тех границ, за которые происходит выход. Самый сильный прорыв человечества — выход в космическое пространство. Согласно системному закону перехода в подсистему — принципу кооперативности — при образовании новой, более сложной системы все ее элементы входят в систему в качестве подсистемы. Этот эффект проявляется на всех уровнях организации материи.

Переход в более высокую систему, то есть выход за пределы существующей, предполагает приобретение новых возможностей, качеств и свойств. Осмелюсь предположить, что после полета космонавт возвращается на планету другим — в ином «состоянии духа». Выход за пределы, где не бывал никто из живущих на земле, делает космонавта носителем того нового, что открывается в космосе — новых возможностей, нового духа, новых идей и мыслей, которые рождаются из свойств вышестоящей системы. В этом смысле одна из самых больших ценностей космических исследований — человек, побывавший в космосе. Идеи, с которыми космонавт возвращается на Землю, его позиция наблюдателя, постановка вопросов для будущих научных исследований, являются такими же ценными результатами исследования, как и количественные данные научных экспериментов. Человек, побывавший в космосе, приобретает широту, охват и масштаб иного уровня бытия.

Космонавты, как представители планеты, впитавшие дух более высокой системы, являются и наивысшим национальным достоянием и достоянием всего человечества. Сила мысли Н. Федорова, К.Э. Циолковского и философов русского космизма проложила дорогу в космос. Для выхода на следующий этап и новый уровень — освоение космического пространства человечеством — нужна сила мысли непосредственных участников процесса, сила их творческой энергии. Человек, осваивающий космическое пространство, — это новый, более высокий эволюционно тип человека. Такого

человека предстоит вырастить на планете и это, возможно, на сегодняшний день одна из главных задач космонавтики в мировоззренческом и культурологическом аспекте.

Одно из определений культуры как «меры развития человеческих качеств и средства реализации творческих сил и способностей» согласуется с задачей появления нового вида Человека. В решение этой планетарной задачи включаются деятели культуры и науки, которые видят тенденции и перспективы развития человечества. Но самым передовым отрядом становятся космонавты, как обладатели бесценного опыта иного бытия. Именно через участников космических исследований возможно воспитание и возвращение у новых поколений более высокой позиции наблюдателя.

Знать героев космоса в лицо, слышать их выступления, иметь возможность знакомиться с результатами творческой работы на орбите, их размышлениями о жизни — наиважнейшая «культурная» потребность сегодняшнего дня, закладывающая начало и основы нового вида культуры. Возможными путями передачи живого опыта может быть популяризация космических исследований, создание и формирование элементов «космической культуры». Появление новых смыслов изменяет мир и самого познающего.

Потребность найти истину — это культурный императив человечества. Космические исследования, где субъектом и объектом исследования является человек с его творческими возможностями, уникальными способностями созидания, смогут приблизить человечество к постижению истины самого Человека.

## **ЭКО ЧЕЛОВЕКА — МЕЧТА И РЕАЛЬНОСТЬ**

### **Л.Г. Аспектная**

Исследовательский центр человека — АНО «Центр Иерархии Человека»

Россия — космическая держава. Это факт однозначно подтвержден первым полетом человека в космос — мечта стала реальностью! Настал новый этап фантастических мечтаний человечества: переход сквозь пространство, взаимодействие с другими цивилизациями, преодоление границ и возможностей человека, способного это осуществить.

Наша цивилизационная модель жизни сложилась в планетарных константах, которые подошли к пределу реализованного, исчерпанного ресурса. Нужны новые космические ресурсы. Юрий Гагарин говорил, что его полет — результат труда всего советского народа. Каждый человек сегодня имеет прямое отношение к космосу, и, чтобы воспринять константы и алгоритмы внеземного пространства, нужны новые «показатели» человека и технологии: технические и управленческие, относящиеся к тонко материально организованной субстанции Человека.

Эко Человека — сфера, в которой концентрируются условия и константы, необходимые для жизни человека на планете Земля в новых условиях и в Космосе. Что записывает «эко»? Всю информацию, воспоминания, мысли, чувства, состояния, переживания. Человек, имея эту базу, не пользуется ею или пользуется несознательно, в итоге получается результат, который называется жизнь. Возникает вопрос: «где живут мысли, например, в какой реальности, какой мерности, как связаны с человеком?». И если человек является творцом своих мыслей, он может взять константы или выйти в ту реальность, в которой «живут» мысли. То же самое чувства, состояния, идеи... Человек видится многочастным и многомерным существом. Эти сверхспособности и сверхвозможности человека накапливаются в Эко Человека.

Доклад рассматривает фактологическую основу ресурсов человека, свойства и возможности Эко Человека в перспективе задач по освоению космоса.

### **ДЕТСКИЙ КОСМИЧЕСКИЙ ЦЕНТР МУЗЕЯ ЦИОЛКОВСКОГО, АВИАЦИИ И КОСМОНАВТИКИ В Г. КИРОВЕ (Г. КИРОВ)**

**Е.Л. Матанцева**

С 1988 году в г. Кирове открыт музей К.Э. Циолковского, авиации и космонавтики. Экспозиция музея освещает две большие темы: «Жизнь и деятельность основоположника космонавтики К.Э. Циолковского» и «Вклад кировчан в освоение космоса». Музей расположен в здании, которое во второй половине XIX в. принадлежало вятским купцам Шуравиным (постройки 1858 г.). В двухэтажном полукаменном флигеле по ул. Преображенская, д. 16 с 1873 по 1878 год жила семья великого русского ученого, основоположника космонавтики К.Э. Циолковского. Здание музея является объектом культурного значения федерального значения.

С декабря 2014 года на примузейной территории началась реализация нового проекта — строительство Детского космического центра (ДКЦ) при музее К.Э. Циолковского, авиации и космонавтики. Концепция Детского космического центра получила одобрение федеральных министерств и ведомств, Роскосмоса, а также поддержку президента РФ В.В. Путина во время визита в г. Киров. Новый комплекс станет продолжением музея К.Э. Циолковского, авиации и космонавтики. Здание строится в центральной исторической части города на улице Преображенской, д. 16, по которой 145 лет назад ходил на учебу в Вятскую мужскую гимназию юный Константин Циолковский. «Наукой я стал заниматься в Вятке, хотя это, конечно, были самые первые, неуверенные шаги», — вспоминал позднее ученый. Из-за плотной городской застройки планировка здания получилась довольно сложной, состоящей из двух частей. Основной объем предназначен для размещения купола планетария и конференц-зала. В здании планируется панорамный лифт, который откроет посетителям вид на исторический центр города.

Детский космический центр станет одновременно и площадкой для проведения Молодежных Циолковских чтений. Этот уникальный форум с 1989 года проходит в музее при поддержке правительства Кировской области и администрации г. Кирова и собирает более 350 участников из 90 городов и поселков Российской Федерации. Для посетителей откроет свои двери современный цифровой планетарий. Его оборудуют куполом диаметром 12 метров и шестью специализированными проекторами. Одновременно планетарий смогут посетить 50 человек.

Новые экспозиционные и выставочные залы оснастят современным оборудованием. Заработает также интерактивный музей на тему «Астрономия и астрофизика», многофункциональный конференц-зал и еще много интересного.

Музейный комплекс призван стать межрегиональным объектом космического просвещения, который будет активно взаимодействовать с другими общественными институтами: организациями культуры, науки, образования.

### **40 ЛЕТ ИСТОРИИ МУЗЕЯ В. В. ТЕРЕШКОВОЙ: УСПЕХИ И НЕУДАЧИ (МУЗЕЙ «КОСМОС», ПОС. НИКУЛЬСКОЕ, ЯРОСЛАВСКАЯ ОБЛ.)**

**Л.К. Иванова**

Музей «Космос», пос. Никульское, Ярославская область

Основные тезисы доклада:

1. История создания музея (организаторы и строители музея в 1973–1975 годах).



2. Проблемы комплектования (организация музейных экспедиций по деревням Тутаевского района).
3. Создание экспозиции (фонды музея-заповедника).
4. Строительство и расширение выставочной площади (строительство и открытие новых экспозиционных залов «История развития космоса» и «Подарки В. В. Терешковой от народов разных стран»).
5. Отсутствие средств на содержание музея в 90-е годы (закрытие музея).
6. Восстановление музейной экспозиции (2001–2003 годы — восстановление музея).
7. Отдалённость музея (влияние отдалённости музея от областного центра на его деятельность).
8. Выставочная деятельность (космическая направленность, работа с партнёрами).
9. Работа с детьми (интерактивные программы по возрастам, детские праздники на территории музея).
10. Статистика посещаемости.
11. Перспективы развития.
12. Презентация музея.

## **ВОЗРОЖДЕНИЕ МУЗЕЯ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ ИМ. Ф. ЦАНДЕРА В Г. КИСЛОВОДСКЕ (Г. КИСЛОВОДСК)**

**С.С. Лузин**

Кисловодский историко-краеведческий музей «Крепость»

19 сентября 2015 года в торжественной обстановке состоялось открытие новой экспозиции музея истории космонавтики им. Ф.А. Цандера. Первая музейная экспозиция была открыта 28 сентября 1974 года. На торжествах присутствовала вдова учёного Александра Феокистовна Цандер, академик Василий Павлович Мишин и др. Общественный музей возглавил военный лётчик, учитель Александр Иванович Басманов.

Музей быстро стал популярным среди жителей города и гостей курорта. Посещали его и космонавты, проходившие курс реабилитации после длительных космических полётов. В память о пребывании на кисловодской земле они сажали серебристые ели. Так со временем появилась целая Аллея космонавтов — всего 22 ёлочки. Увы, сегодня этой космической аллеи нет на карте города, она утрачена безвозвратно.

В День космонавтики у памятника пионеру ракетостроения Ф.А. Цандеру принимали в ряды Всесоюзной пионерской организации юных кисловодчан — школьников из пионерских дружин, носивших имена героев космоса.

У музея имелося много друзей в самых разных уголках страны. Была установлена тесная связь с Астрой Фридриховной Цандер, Натальей Сергеевной Королёвой, шла переписка с Ниной Ивановной Королёвой. Музею оказывали помощь ветераны-гирдовцы Евгений Мошкин, Евгений Матысик, Игорь Меркулов. велось деловое сотрудничество с музеями космического профиля — Истории космонавтики им. К.Э. Циолковского в Калуге, Музеем космонавтики им. С.П. Королёва в Житомире, музеями Звёздного городка и космодрома Байконур, Музеем Ф.А. Цандера в Риге, Мемориальным музеем космонавтики, а также с Федерацией космонавтики и вновь созданной организацией — Ассоциацией музеев космонавтики.

Однако в 2003 году здание музея подверглось нападению подростков-вандалов. Пришлось в экстремальных условиях срочно спасать космическую коллекцию. Какое-то время экспонаты «путешествовали» по музеям Ставропольского края и Карачаево-

Черкессии. А потом была создана постоянно действующая выставка в одном из залов Кисловодского историко-краеведческого музея «Крепость». Все эти годы музей продолжал жить, работать, здесь проводились научные конференции, юношеские Гагаринские чтения, встречи с космонавтами и ветеранами ракетно-космической техники.

Сегодня музей переживает второе рождение. Открылась современная космическая экспозиция. Мы искренне благодарим всех, кто помог воплотить эту мечту — Ассоциацию музеев космонавтики, Ракетно-космическую корпорацию «Энергия» и главного инженера Андрея Павловича Егорова, министерство культуры Ставропольского края. Особая благодарность и низкий поклон коллективу сотрудников НПО машиностроения, создавших на благотворительной основе экспозицию, посвящённую В.Н. Челомею.

### **СКВОЗЬ ТЕРНИИ – К ЗВЕЗДАМ! 45 ЛЕТ МУЗЕЮ КОСМОНАВТИКИ ИМ. С.П. КОРОЛЁВА В Г. ЖИТОМИРЕ (Г. ЖИТОМИР, УКРАИНА)**

**И.Д. Дячук**

Есть на Украине место, где забываются повседневные хлопоты, замирает сердце и захватывает дух от осознания величия Вселенной и размаха созидательного научно-технического творчества человечества. Ощутить гармонию и красоту через призму космической деятельности можно и сегодня, посетив Музей космонавтики им. С.П. Королёва в г. Житомире, созданный на родине выдающегося учёного, основоположника практической космонавтики, знаменитого Главного конструктора.

Музей был основан в 1970 году при поддержке Национальной академии наук Украины и лично её президента — академика НАН Украины и академика АН СССР Б.Е. Патона, лётчиков-космонавтов, соратников Главного конструктора, руководства города и области.

В день открытия музея маленькая старинная улица города, на которой он находился, не смогла вместить тысячи пришедших горожан, переполненных чувством гордости за своего славного земляка. На сегодняшний день музей посетило более 2 млн человек из разных стран мира. Музейная коллекция насчитывает более 10 тысяч предметов, из которых по меньшей мере треть имеет мировое значение.

В настоящее время в музее действуют две стационарные экспозиции: Мемориальный дом-музей С.П. Королёва и отдел «Космос», открытый для посетителей с 1 июня 1991 года.

В Мемориальном доме-музее С.П. Королёва, экспозиция которого была создана по воспоминаниям матери учёного — М.Н. Баланиной, можно погрузиться в атмосферу начала прошлого века, узнать о происхождении С.П. Королёва, его семье. Познакомившись с экспозицией зала научной биографии учёного, увидеть историю зарождения, становления и развития космонавтики через призму личности Главного конструктора, его жизненного пути и научной деятельности.

Экспериментальная экспозиция «Космос» создавалась музейными сотрудниками, художниками и историками в атмосфере горячих споров относительно того, какой должна быть «космическая» экспозиция в городе, история которого напрямую не связана с космической деятельностью, но в котором родился легендарный Главный конструктор. В итоге было решено построить музей на основе мировоззренческой концепции (тогда это был инновационный поход), сделав упор на реализации сокровенной мечты человечества — освоении космического пространства. Девизом экспозиции стали слова академика С.П. Королёва из последней статьи в газете «Правда», вышедшей в январе 1966 года: «Нет преград человеческой мысли!». Такой подход обозначил специфику экспозиционной демонстрации — показал роль человеческого

фактора в космической истории и прогрессе. Рассказ об освоении космического пространства шёл в контексте освещения деятельности знаменитых конструкторских школ, уникальных НИИ, использования достижений космической деятельности в разных отраслях экономики, а также её влияния на ценностные ориентиры человечества. Космонавтика была представлена не только в ракурсе истории развития ракетно-космической техники и исследований, но и как социально-культурное явление, положившее начало формированию практического космического мышления в истории человечества. Идеей качественно нового бытия человека, связанного с непосредственным присутствием в Космосе, объединены уникальные образцы космической техники, среди которых капсула космического корабля «Союз-27» и натуральный образец ИСЗ «Орел-3», лунный грунт и метеорит, найденный в Намибии в конце XIX века, космическое снаряжение и модели мировых ракетносителей, документы и детские космические рисунки, а также многое другое.

Восприятию экспонатов в целостном понимании творческого гения человека способствовало необычное художественное решение и нестандартный дизайн экспозиционного пространства, которые превращали музей в произведение искусства. В качестве основного метода построения экспозиции музея был использован проблемно-ориентированный подход, позволяющий раскрывать в тематических экскурсиях современную проблематику исследования космического пространства, демонстрировать различные подходы к решению сложных задач глобального общества с учётом применения космических средств. Внутри тематических комплексов были применены методы многослойного отображения информации, символического выражения, синтеза звука и света, художественно-образный и другие подходы. Интерактивная методика позволяла ориентироваться на потребности посетителей и повышать эффективность обратной связи.

Особенно ярко концепция музея, объединяющая освещение достижений научно-технического творчества и развития планетарного мышления, воплощается в культурной деятельности, которая выражается в проведении фестивалей, культурных акций, выставок. Традиционными в музее стали «Международная неделя Космоса», международная музейная акция «Ночь в музее», музыкальный детский фестиваль «Под созвездием «Лиры», кинофестиваль «100 кадров за 100 минут», конкурс детского творчества «Космос глазами ребёнка», философские клубы и многие другие мероприятия, позволившие музею стать местом встреч и дискуссий, сплести воедино эпохи, судьбы, представления и мировоззрения, идеалы и ценностные ориентации.

Музейный интерьер, оборудование, система освещения, наличие сценической площадки позволяют проводить здесь концерты, театральные представления и художественные выставки. Такой прием режиссуры обеспечивает единство воздействия пространственных форм, световых и цветовых эффектов, музейной экспозиции и музыкального сопровождения. Посетители получают неизгладимые впечатления и эстетическое наслаждение от современного подхода, что позволяет соприкоснуться как с историей космонавтики, так и с её сегодняшними реалиями через содержательное и увлекательное путешествие по музею, почувствовать себя сопричастными историческим эпохам и событиям. Синтез современной музейной экспозиции и высокого искусства способен задеть за живое любого человека и, таким образом, через эмоциональный контакт заставить задуматься о сегодняшних реалиях духовности и нравственности. Таким образом, проявляется социально-культурная и мировоззренческая направленность деятельности музея.

В работе площадки используются как проверенные временем, так и новые формы взаимодействия с посетителями. Учитывая тот факт, что целевая аудитория музея достаточно широка, научные сотрудники музея разрабатывают мероприятия, максимально учитывающие возраст, интересы и ожидания целевых групп: от презентаций

новых изданий в сфере космической науки и техники, дискуссионных обсуждений малоизвестных страниц в истории космонавтики и ракетостроения до детских моноспектаклей и международных кинофестивалей документального кино.

За 45 лет существования музея можно с уверенностью сказать, что главным фактором его успешной деятельности в различные времена, в разных, иногда критических условиях, являлся его коллектив. В штате музея 35 % — научные сотрудники, имеющие опыт музейной работы более 10 лет. В музее в рамках договоров с институтами и центрами Национальной академии наук Украины ведутся научные исследования в области истории науки и техники, философии космической деятельности, музейной педагогики и общего музееведения. Сотрудники музея впервые в Украине защитили диссертации по научной конструкторской школе М. Янгеля, а также по философии космизма. В настоящее время на междомственной основе проводятся исследования в области космической политики и стратегии. Сотрудники музея активно участвуют в конкурсной проектной деятельности в сфере музейной работы, ведут научно-методические исследования в области музееведения, являются консультантами бакалаврских и магистерских работ в области истории науки и техники и музейного дела.

По инициативе Музея космонавтики им. С.П. Королёва в 2013 году была создана Ассоциация музеев космонавтики Украины, объединившая более 30 партнёров не только из числа музеев, но и различных организаций в сфере науки, образования и культуры, пропагандирующих результаты космической деятельности. Презентация Ассоциации была представлена международному космическому сообществу на Международном астронавтическом конгрессе в Торонто в сентябре 2014 года.

Музей имеет широкие международные связи, с 2013 года является членом Международной федерации астронавтики (IAF), а также, учитывая гендерный фактор (штат музея на 80 % составляют женщины), Международной организации WIA-EUROPE («Женщины в аэрокосмической сфере Европы»). Музей активно сотрудничает с предприятиями и учреждениями космической отрасли в Украине и за рубежом. Вместе с тем мы с искренней благодарностью вспоминаем начало нашей международной деятельности, тесно связанное с сотрудничеством с Ассоциацией музеев космонавтики России. Благодаря энтузиазму и эффективной координационной деятельности руководителей Ассоциации — президента Ассоциации лётчика-космонавта П.Р. Поповича и вице-президента АМКОС Н.С. Кирдоды — в 1990-е годы была проведена масштабная исследовательская работа по выявлению экспозиций космического профиля на территории СНГ, создания основ для их сотрудничества и развития. Тогда же была основана секция «Космонавтика и культура» на Научных академических чтениях им. С.П. Королёва РАН. Эта секция стала базой научной и профессиональной коммуникации музеев космического профиля, результаты которой мы постоянно используем в своей практической деятельности. Остаётся верить, что бесценный опыт сотрудничества будет продолжен во имя мира, процветания и дружества наших стран, поскольку именно такое видение освоения космического пространства было заложено в концепциях основоположников космизма как философии «Общего дела».

## **МОНИЗМ КАК ДОМИНАНТА КОСМИЧЕСКОЙ ФИЛОСОФИИ К.Э. ЦИОЛКОВСКОГО (ГМИК ИМ. К.Э. ЦИОЛКОВСКОГО)**

**В.И. Алексеева**

ГМИК им. К.Э. Циолковского, г. Калуга

Монизм (принцип единства мира во всех его составляющих) является центральным звеном космической философии К.Э. Циолковского. Об этом говорят как совокуп-

ность базовых идей ученого, так и названия некоторых работ: «Мои идеи монизма в 1924 году», «Монизм вселенной» (издание 1925 г.), «Монизм вселенной» (издание 1931 г.). Идеи единства физического космоса и человека, человека и общества, целостности самого человека во всех его аспектах, целостность общества планетарного и космического масштаба развиты Циолковским подробно и убедительно.

Мыслитель проанализировал характер человека, существенные стороны жизни человека и общества, законы существования физического мира. Выявил положительные тенденции и недостатки, мешающие жить достойно, интересно, счастливо, вечно. Показал пути перехода от несовершенства к совершенству; от бессмысленного существования к разумному продвижению вперед; от отдельного существования человека и макрокосма к их единству. По большому счету мир никогда не жил в состоянии такой степени единения, которое прогнозирует Циолковский. Именно поэтому его идеи были актуальны в его время в той же степени, как и сегодня. В докладе проанализированы основные направления монистической философии Циолковского:

1. Монизм как единая эволюционная теория зарождения разума в космосе.
2. Монизм как единство законов развития общества и становление единого социума космического масштаба.
3. Монизм как единство живой и неживой материи.
4. Монизм как целостность человеческого бытия, охватывающего фундаментальные свойства растительного царства, животного царства и человека.
5. Монизм как целостность разностороннего мировоззрения человека. Циолковский выдвинул постулат о синтетическом типе мировоззрения человека будущего, в котором будут сочетаться основы научного, философского и религиозного сознания.
6. Единство Бога и человека. Бога Циолковский называл Причиной космоса и полагал, что наличествует непосредственная связь между каждым человеком и Причиной, между иерархией социальных общин и Причиной.
7. Монистические тенденции в развитии техники. Из идеи глубокого равенства между людьми вытекает социальная роль техники — поднять уровень жизни всех регионов, стран, континентов; предоставить всем возможность пользоваться благами цивилизации; предоставить выбор между возможностью остаться на Земле или расселяться в космических просторах.

## **К ИСТОРИИ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ О РАБОТАХ К.Э. ЦИОЛКОВСКОГО В РОССИИ И СССР, ГЕРМАНИИ, ФРАНЦИИ И США (ДО СЕРЕДИНЫ 30-Х ГГ.)**

**Т.Н. Желнина**

Первая в мире работа по теории ракетно-космического полета — статья К.Э. Циолковского «Исследование мировых пространств реактивными приборами», опубликованная в 1903 году в майском (пятом) номере журнала «Научное обозрение», не вызвала в свое время интереса российской общественности, хотя и не осталась незамеченной отдельными читателями, в частности, двадцатилетним Н.А. Рыниным — безымянным преподавателем космографии рижского реального училища, прочитавшим ее зимой 1904–1905 годов своим ученикам, среди которых был семнадцатилетний Ф.А. Цандер.

Долгое время отсутствие откликов современников на этот труд Циолковского пытались объяснить тем, что тираж майского номера журнала «Научное обозрение» за 1903 года не дошел до подписчиков из-за последовавшей в начале июня того же года

трагической гибели его редактора М.М. Филиппова. Однако архивные и библиотечные изыскания и исследования последних лет свидетельствуют о том, что ни в России, ни за ее пределами препятствий для рассылки названного номера журнала не было. Невнимание читательской аудитории к работе Циолковского можно объяснить только одной причиной — неподготовленностью аудитории к обсуждению темы, заявленной автором. Труд Циолковского как минимум на десятилетие опередил возникновение общественного интереса к проблеме космических полетов.

За рубежом информация о работах Циолковского по космонавтике наибольшее распространение (и наиболее рано) получила в Германии. Первыми сведениями о них с членами берлинской группы Научного общества авиации (Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt) 16 апреля 1920 года поделился А.Б. Шершевский. На страницах германской научной литературы по проблеме космического полета имя Циолковского впервые появилось (при прямом посредничестве Г. Оберта) в конце 1925 года. Характерной чертой процесса распространения в Германии информации о работах Циолковского в последовавшее десятилетие стали личные контакты (по переписке) между ним и многими германскими энтузиастами — приверженцами идеи космического полета, а также их неизменный и большой интерес к трудам советского ученого и детальное знакомство с их содержанием.

В двух других странах — родоначальницах западной теоретической космонавтики — знакомство с работами Циолковского в период до середины 1930-х годов носило достаточно поверхностный характер: во Франции — с 1928 года, в США — с 1930 года. Ни Р. Эсно-Пельтри, ни Р. Годдард не проявили к ним открытого интереса. Характерно, что первыми сведениями о Циолковском с французами и американцами поделились иностранцы — соответственно А.А. Штернфельд и В. Лей.

### **ЭТАПЫ РАЗВИТИЯ «МУЗЕЯ КОСМОНАВТИКИ И РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ ИМ. АКАДЕМИКА В.П. ГЛУШКО» В 2015–2016 ГГ. (САНКТ-ПЕТЕРБУРГ)**

**С.В. Орлов, О.П. Мухин**

1-й этап: 12 июня 2015 года после продолжительного ремонта Музей космонавтики и ракетной техники им. академика В.П. Глушко вновь распахнул свои двери.

2-й этап: В современном музее появились инсталляции, позволяющие организовать и усилить эффект присутствия. В настоящее время ведется работа по комплексному оснащению музея современным интерактивным оборудованием, дающим возможность более полно и зрелищно раскрыть историю развития отечественной ракетно-космической техники.

3-й этап: Особое внимание в музее уделяется работе со школьниками и студентами. Одним из способов повышения эффективности учебного процесса станет организация в музее 3D-класса, который позволит разнообразить уроки и лекции, сделает образовательный процесс более увлекательным.

4-й этап: Отличным решением для быстрого и удобного индивидуального доступа посетителей музея к необходимой информации может стать установка интерактивных киосков.

## **МУЗЕЙ КОСМОНАВТИКИ ИМ. А.А. ШТЕРНФЕЛЬДА В КОРРЕКЦИОННОЙ ШКОЛЕ**

**Г.А. Комар**

Школа-интернат, г. Пыталово, Псковская область

27 октября 1988 года в Государственном специальном (коррекционном) образовательном учреждении для обучающихся (воспитанников) с ограниченными возможностями здоровья «Пыталовская специальная (коррекционная) общеобразовательная школа-интернат I и II вида» открылся школьный Музей космонавтики. В основу музея легла коллекция учителя трудового обучения Н.П. Егорова. С момента открытия Музей стал средоточием героико-патриотического воспитания школьников Пыталовского района Псковской области.

В 2013 году наш музей отметил свое 25-летие. За эти годы педагоги и дети установили многочисленные контакты с людьми, равнодушными космосу. Это позволило собрать, обработать и разместить в экспозиции музея более 13 тыс. экспонатов. Часть предметов находится в 7 постоянно действующих тематических разделах экспозиции. Остальные материалы размещаются на временных тематических стендах. В музее побывало более 10 тысяч человек.

Научно-практическая и поисковая деятельность — новое направление в деятельности Музея космонавтики. Традиционные Гагаринские чтения, проводимые для школьников Пыталовского района и всех детей с ограниченными возможностями здоровья образовательных учреждений Псковской области, направлены на поиск новой информации, проведение исследований. Благодаря такой работе собраны и систематизированы материалы о псковичах, внесших вклад в развитие космонавтики.

Победа в грантовом конкурсе, организованном администрацией Псковской области, вдохнула новую жизнь в работу музея. Сделан ремонт, приобретена современная демонстрационная техника, значительно обновлена экспозиция. Созданы все условия для открытия новых направлений в работе музея. Сегодня «Юный космонавт» — завтра покоритель космических трасс. Благодаря работе в школьном музее дети с нарушением слуха приобщаются к музейной и поисковой работе, учатся вести переписку, собирать и систематизировать материалы, развивают речь, проводят экскурсии.

## **КУЛЬТУРНО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫЙ ЦЕНТР АЭРОКОСМИЧЕСКОГО НАПРАВЛЕНИЯ ИМ. А.Г. НИКОЛАЕВА**

**А.Н. Тукмаков**

БУ «Мемориальный комплекс летчика-космонавта СССР А.Г. Николаева», с. Шоршелы, Чувашская Республика

- I. Основные этапы развития Музея космонавтики в с. Шоршелы Мариинско-Посадского района Чувашской Республики.
- II. Основные мероприятия, проводимые в Музее космонавтики в течение календарного года.
- III. История создания отряда юных космонавтов Чувашской Республики.
- IV. Презентация Проекта по реконструкции здания Музея космонавтики и открытие сада-парка им. А.Г. Николаева.

### МУЗЕЙ К.Э. ЦИОЛКОВСКОГО НА РОДИНЕ УЧЕНОГО

**Н.В. Лисицына, И.А. Цыдакова**

ГБУК РО «Музей К.Э. Циолковского», с. Ижевское, Рязанская область

17 сентября 1967 года, в 110-ю годовщину со дня рождения учёного, на родине К.Э. Циолковского в с. Ижевское Рязанской области был открыт музей. Сначала музей работал на общественных началах, а с 1969 года стал филиалом Рязанского музея-заповедника. Директором был назначен Анатолий Иванович Коваль. Большую помощь в сборе экспонатов оказали Калужский музей Циолковского, Политехнический музей Москвы, Рязанский музей-заповедник.

Активистами села была высказана мысль о том, чтобы пригласить в Ижевское первого космонавта планеты Ю.А. Гагарина. В январе 1967 года был получен ответ космонавта, который позже стал одним из первых экспонатов Ижевского музея. В настоящее время посетителям представлены 4 зала экспозиции:

1. Жизненный путь К.Э. Циолковского.
2. Научные открытия.
3. Претворение в жизнь научного наследия К.Э. Циолковского.
4. Реализация космических идей К.Э. Циолковского.

К 150-летию юбилею со дня рождения К.Э. Циолковского — 17 сентября 2007 года — для посетителей открылся дом-усадьба, в котором родился К.Э. Циолковский. За годы работы музей посетило свыше 400 тыс. человек.

В музее реализуется образовательная программа «Основы астрономии и космонавтики» для учащихся 4–7 классов. Программа может быть использована как полностью — в качестве цикла занятий, так и фрагментарно — в виде отдельных лекций. Проводятся массовые мероприятия, посвященные дню рождения К.Э. Циолковского, Дню космонавтики, акции «Ночь музеев», «Ночь искусств», а также мероприятия в рамках циклов: «Право не быть забытым» (об известных земляках); «Солдаты Победы» (о Великой Отечественной войне 1941–1945 годов). В залах музея проходят выставки детского творчества, научно-практические конференции, праздничные вечера, беседы и лекции с использованием мультимедийных средств. Есть увлекательные интерактивные занятия для дошкольников и младших школьников «Маленький космонавт», занятие-игра «Звездные капитаны», викторина «День в музее К.Э. Циолковского».

Научные сотрудники всегда готовы предоставить посетителям музея сведения о жизни и деятельности К.Э. Циолковского, его семье, истории отечественной космонавтики. В музее можно посмотреть видеофильмы, снятые в космосе, которые являются прекрасным иллюстрированным материалом, помогающим учащимся усваивать школьные знания, поднимающим престиж космической темы вообще и отечественной науки в частности. В фондах музея хранятся документы и фотоматериалы о жизни и деятельности К.Э. Циолковского, о современной космонавтике и знаменитых земляках. Интерес представляют прижизненные издания работ К.Э. Циолковского.



## МЕМОРИАЛЬНОМУ МУЗЕЮ ГЕРОЯ СОВЕТСКОГО СОЮЗА Г.С. ТИТОВА 50 ЛЕТ

**Г.Н. Парошина**

Мемориальный музей Героя Советского Союза Г.С. Титова, с. Полковниково, Алтайский край

Алтайский государственный мемориальный музей Г.С. Титова — уникальный историко-культурный объект, знакомящий жителей и гостей Алтайского края с историей развития космонавтики, легендарным полетом второго космонавта планеты Земля — Германа Степановича Титова, его жизнью, а также жизнью, деятельностью и творчеством отца космонавта — известного алтайского педагога, просветителя — Степана Павловича Титова.

Полувековая история музея характеризовалась разными периодами становления — начиная от школьного (1965 год) до краевого государственного учреждения (2002 год). Основателем музея является отец космонавта — Степан Павлович Титов. Именно он стал первым хранителем уникальных на сегодняшний день музейных реликвий.

Важной страницей в истории музея является его реконструкция, в процессе которой построено новое здание с экспозиционными залами и фондохранилищем и реконструировано мемориальное здание школы-семилетки, в которой учился Герман Титов, — именно в нем и размещались экспозиции школьного музея.

Важную роль в успешном развитии музея сыграло тесное сотрудничество с членами семьи космонавта. Благодаря поддержке семьи Титовых музей пополняется уникальными предметами, которые являются настоящими украшениями коллекции. Музейное собрание насчитывает около 10 тыс. единиц хранения, ежегодно в музее проходит свыше 600 увлекательных экскурсий и лекций, открывается около 5 новых музейных выставок, действуют постоянные экспозиции «От родника к звездам» и «Алтай и космос».

Достижения музея в разные годы были высоко оценены дипломами Государственного музея истории космонавтики им. К.Э. Циолковского и Центральной детской экскурсионно-туристской станции РСФСР, дипломами, грамотами и медалями Федерации космонавтики России.

В сентябре 2015 года к 80-летию со дня рождения Г.С. Титова на здании музея появился барельеф космонавта.

На сегодняшний день Алтайский государственный мемориальный музей Г.С. Титова известен не только в нашей стране, но и далеко за её пределами. Ежегодно более 20 тысяч человек становятся его посетителями.



### ИЗБЫТОЧНОСТЬ ХАРАКТЕРИСТИК И СОВЕРШЕНСТВО ДОЛГОВРЕМЕННЫХ ОРБИТАЛЬНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

**С.Е. Пугаченко, С.Б. Киселёв, И.В. Мельников**

КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Москва

Космические аппараты работают в суровых условиях орбитального полёта и внеземного пространства. Для них актуально совершенство конструкции, поскольку их масса ограничена, центры управления находятся далеко, а техническое обслуживание и ремонт практически невозможны.

В результате осуществления программ «Салют» и «Мир» приобретен огромный опыт длительного космического полёта. Были выявлены наиболее уязвимые элементы конструкции, критичные решения конструкции и бортовых систем и ключевые мероприятия по техническому обслуживанию и ремонту. Наиболее заметно приближение критичного уровня израсходованного ресурса на трубах системы обеспечения теплового режима. Выход их из строя привел к понижению температуры герметичного корпуса и, как следствие, выпадению влаги на элементах конструкции. Скопления воды в труднодоступных местах вызвали рост микробиологических образований и повышение риска нарушения электрических связей.

Анализ избыточности показан на примере модуля ФГБ «Заря», который является первым модулем МКС и наиболее длительно функционирующим искусственным объектом из всех, активно использовавшихся до настоящего времени. В ФГБ учтены уроки длительной эксплуатации станции «Мир». Первоначально срок службы ФГБ был задан в размере 15 лет и разработаны мероприятия по его обеспечению. В дальнейшем путем анализа и испытаний проводилась оценка возможности продления срока службы до 30 лет. Рассмотрены элементы конструкции, обеспечивающие выполнение важных для МКС функций ФГБ.

Оценивается значение тех или иных элементов конструкции в обеспечении весового критерия. При этом различаются конструкционные, технологические и иные причины образования избыточности ресурса.

Рассматриваются направления совершенствования конструкции с целью обеспечения функциональных (работоспособность конструкции) и эксплуатационных (безотказность, долговечность, ремонтпригодность) характеристик с минимальными затратами.

## **ВКЛАД МОСКОВСКОГО МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОГО ЗАВОДА ИМЕНИ М.В. ХРУНИЧЕВА (ЗИХ) В ОСНАЩЕНИЕ РАКЕТАМИ РВСН В 1966–1984 ГГ.**

**М.С. Лебединский, А.И. Киселёв, А.Г. Новиков**

Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева,  
г. Москва

ЗИХом, Оренбургским и Омским заводами на боевое дежурство поставлены с 1966 по 1969 год 770 ракет УР-100 из 1848 ракет, стоящих на б/д в РВСН в 1969 году (41,7 %). С 1971 по 1974 год ЗИХом поставлены на б/д 390 ракет УР-100К и УР-100У, таким образом, три завода-изготовителя ракет, по документации КБ В.Н. Челомея, в 1974 году поставили 1030 (48 %) ракет из 2149, стоящих на боевом дежурстве в РВСН.

Всего же ЗИХ с 1966 по 1984 год поставил на б/д 1090 ракет, включая ракеты 15А30НУ, находящиеся 34 года на б/д.

На боевом дежурстве находились: УР-100 в течение 20 лет, УР-100К в течение 23 лет, УР-100У в течение 11 лет, УР-100НУ находятся на дежурстве 34 года.

Используемые по конверсии ракеты УР-100НУ «Рокот» изготовлены 36 лет назад.

## **ИДЕАЛЬНАЯ МИССИЯ ГОСУДАРСТВЕННОГО КОСМИЧЕСКОГО НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОГО ЦЕНТРА ИМЕНИ М.В. ХРУНИЧЕВА**

**А.А. Медведев<sup>1</sup>, А.В. Цырков<sup>1</sup>, Д.А. Шканов<sup>1</sup>, В.Д. Костюков<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева,  
г. Москва;

<sup>2</sup>«МАТИ» — Российский государственный технологический университет  
имени К.Э. Циолковского, г. Москва

Конструкторская технологическая подготовка и управление производством являются одними из ключевых этапов жизненного цикла изделий ракетно-космической техники — РКТ. Их совершенствование — одна из актуальных задач современного машиностроения. В представленной модели описаны, какими должны быть их связи с другими этапами жизненного цикла изделий РКТ. В докладе приводится краткая характеристика второй версии второй редакции разработанной функциональной модели бизнес-процессов «как должно быть» — ЕКИТСУП.

Цель создания модели — описание бизнес-процессов «как должно быть», конструкторской технологической подготовки и управления производством компонентов и сегментов космической транспортной системы с улучшенными ТТХ и продукции гражданского назначения.

Под описанием миссии и стратегии понимаются регламенты выполнения основных этапов процесса создания компонентов и сегментов космической транспортной системы нового поколения на базе перспективных информационно-телекоммуникационных технологий в корпоративной системе управления предприятием и широкого применения интеллектуального технологического оборудования с ЧПУ. Предприятие в ближайшем будущем должно войти в первую тройку ведущих международных компаний, оказывающих коммерческие услуги по запуску, эксплуатации и утилизации космических аппаратов. Основной миссией предприятия должна являться консолидация усилий ведущих отечественных и мировых компаний при создании надежной кос-

мической транспортной системы. Регламенты выполнения основных этапов процесса должны быть строго прописаны в виде интерактивных электронных технических руководств (регламентов) — ИЭТР — и подлежать постоянному контролю и корректировке по результатам их выполнения.

### **КОНСТРУКЦИЯ КРИОГЕННЫХ БАКОВ РАКЕТ ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА**

**Е.С. Кулага**

Комитет космонавтики ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Москва

В ФКП на 2006 — 2015 годы записана тема «Лейнер» — «Разработка баков из углепластика с полимерным лейнером для ракет и разгонных блоков». По ней в ГКНПЦ в 2006 — 2008 годах был выполнен контракт — на образцах и модельных емкостях были получены положительные результаты, которые в печати не публиковались, кроме того, требовалось продолжение работы.

В докладе описывается конструкция бачка, принятая по патенту на изобретение, и озвучиваются результаты по проницаемости и прочности углепластика, полученные на образцах при нормальной и криогенной температуре, при прессовом и вакуумном формовании.

Перечислено восемь разработанных техпроцессов изготовления бака и его элементов из углепластика, созданных при вакуумном формовании, на два из которых получены патенты на изобретения.

Представлены предложения по продолжению экспериментальных работ в объеме темы «Лейнер-2» на образцах и экспериментальных баках согласно патенту на полезную модель, изготавливаемых при автоклавном формовании.

### **МНОГОРАЗОВЫЕ РАКЕТЫ И КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА**

**Е.С. Кулага**

Комитет космонавтики ГКНПЦ им. М.В.Хруничева, г. Москва

Приводятся массово-геометрические характеристики многоразовых космических аппаратов, созданных ранее из металлических материалов и возвращаемых с парашютной посадкой: изделие «48» В.М. Мясищева (1950-е гг., проект), модель МР-1 В.Н. Челомея (1962 г.), КА «Бор» КБ Миля (1982 г.), носитель «Фалкон-9» фирмы «Спейс Х» (2010 г.), КА «Дракон» фирмы «Спейс Х» (2012 г.); с шассийной посадкой в точке старта: КА «Шаттл» фирмы «Норд Американ» (1981 2011 гг.), КА «Буран» КБ Лозино-Лозинского (1987 г.), КА X-37В фирмы «Боинг» (2012 г.).

Даются краткие сведения о разрабатывавшемся в КБ «Салют» многоразовом носителе по теме «Байкал» с поворотным и стационарными крыльями, не получившего своего развития в силу существенных весовых потерь на крыльях.

Излагается конструкция многоразового носителя из углепластика по патенту на полезную модель, в котором все ступени возвращаются на точку старта, а их крылья являются баками одного из компонентов ракетного топлива, что существенно снижает весовые потери конструкции.

Приводятся основная номенклатура и конструктивная схема оснастки и оборудования, необходимых для изготовления носителя, который станет основой будущей

космонавтики: его выведение будет осуществляться по самолетной схеме, что позволит создать постоянно действующий орбитальный космодром для сборки и старта с него крупногабаритных КА.

## **ЗАЩИТА ЛЮДЕЙ И КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В КОСМОСЕ**

**А.Г. Ребеко**

**alex@akmeon.com**

ООО «Акмеон», г. Москва

В докладе обсуждается опасность космической радиации и метеоритов при длительных межпланетных перелетах. Рассматриваются разные виды космической радиации и сделан вывод, что главной проблемой для людей и приборов являются высокоэнергичные заряженные частицы солнечных и галактических лучей: протоны и ядра элементов. Подчеркивается особенно опасный и коварный характер галактической радиации, которая «убивает медленно, но верно». Проблема усугубляется еще и тем, что от галактической радиации невозможно защититься традиционными экранами «пассивной защиты», которые могут обезопасить космонавтов от радиации солнечных вспышек.

На основе литературных данных и собственных расчетов проводится анализ и сравнение разных типов радиационной защиты: пассивной, магнитно-индукционной и электростатической.

После проведения детального анализа сделан вывод о возможных перспективах разработки электростатической защиты, которая обещает быть легкой и технически реализуемой. Указывается также на то, что она способна защитить корабль от небольших метеоритов, что делает ее универсальной. Автор предлагает начать ее разработку и испытания в рамках российской лунной программы, что может стать первым шагом на пути к успешным пилотируемым полетам на Марс и другие планеты.

## **РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ И АВАРИЙНОЙ ЗАЩИТЫ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

**Т.Ч. Колбая,  
С.М. Пасмурнов,  
Д.Ю. Якуш**

**timur2607@rambler.ru,  
smpasmurnov@mail.ru  
duyakush@mail.ru**

АО «Конструкторское бюро химавтоматики», г. Воронеж,  
Воронежский государственный технический университет

Представлена информация о задачах, которые должна выполнять система диагностирования и аварийной защиты (СДАЗ) жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Вопросы были сформированы в процессе разработки технологии создания СДАЗ и структуры системы и во время поисков направлений для дальнейшей отработки этой технологии.

В настоящее время на различных предприятиях отрасли ведутся работы по автоматизации технологического процесса контроля и диагностирования состояния ЖРД. Имеются отдельные законченные системы, решающие в основном задачи автоматизации оценки достоверности данных первичных измерений и допускового контроля состояния ЖРД и т. п. Законченных решений по созданию и применению универсаль-

ных аппаратурных комплексов (УАК) автоматизированных систем управления двигателями (АСУД) ЖРД до сих пор нет. КБХА на основе многолетней деятельности, обладая огромным опытом проектирования и отработки эффективных систем аварийной защиты и управления (САЗУ) ЖРД широкого диапазона мощностей, применяемых схем и используемых компонентов ракетных топлив, предлагает разработать технологию СДАЗ ЖРД на базе УАК АСУД.

В процессе разработки СДАЗ должны быть созданы УАК и программно-математическое обеспечение (ПМО), предназначенные для автоматизированного проектирования эффективных программных средств управления техническим состоянием ЖРД следующими методами:

- САЗУ ЖРД с функциями обнаружения аварийных ситуаций и парирования их как путем аварийного выключения, так и путем изменения режима работы двигателя и при стендовых испытаниях двигателя, и при работе его в составе ракеты-носителя (РН);
- диагностирования в реальном времени с функцией обнаружения неисправностей и возможностью принятия оперативного решения об изменении (сохранении) программы серии стендовых испытаний или последующих включений ступеней РН с многократным включением;
- пакетного (отложенного во времени) диагностирования с функциями оценки технического состояния ЖРД и оперативного решения об изменении (сохранении) программы регламентной обработки и дефектации двигателя после контрольно-технологического испытания (в процессе производства двигателя) или после очередного полета (в процессе эксплуатации двигателя в составе РН многократного применения);
- комплексной оценки технического состояния ЖРД (накопления и систематической классификации диагностической информации по результатам огневых испытаний двигателя и тестового контроля технического состояния двигателя) с функциями прогнозирования в процессе его эксплуатации в составе РН многократного применения.

Разрабатываемая технология предполагает создание и модернизацию широкого спектра наукоемкой продукции в виде ПМО СДАЗУ, прямо не связанной с каким-либо видом конкретных образцов или комплексов. Она является перспективной для промышленного применения при отработке, производстве и эксплуатации ЖРД и позволяет обеспечить повышение эффективности и надежности проектирования, построения, изготовления и отладки, минимизировать ошибки и отклонения, допущенные на отдельных этапах, максимально автоматизировать процедуру поиска причин допущенных отклонений, радикально сократить время и трудоемкость изготовления и отработки ПМО СДАЗУ в целом.

## **МОДЕЛИРОВАНИЕ АДМИНИСТРАТИВНО-ХОЗЯЙСТВЕННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ МЕХАНОБОРОЧНОГО ЦЕХА СИЛОВЫХ АГРЕГАТОВ**

**А.В. Воронков<sup>1</sup>, А.В. Хохлов<sup>1</sup>, А.В. Цырков<sup>1</sup>, В.Д. Костюков<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева, г. Москва;

<sup>2</sup>«МАТИ» — Российский государственный технологический университет имени К.Э. Циолковского, г. Москва

НИИ, КБ и заводы авиационной и ракетно-космической промышленности в предыдущие годы на этапах научных исследований, проектирования, производства, информа-

ционной поддержки эксплуатации достигли определенного уровня применения компьютерной технологии. Однако уровень информационной интеграции стадий и этапов даже на передовых предприятиях все еще недостаточен. Задача состоит в том, чтобы наряду с развитием компьютеризации на различных стадиях создания изделия информационно объединить все этапы жизненного цикла посредством ИПИ-технологии, которая, по сути, является ключом к информационному перевооружению авиационной и ракетно-космической промышленности. Необходимо решить широкий круг вопросов, связанных с разработкой метода автоматизированного построения технологического состава сложной технической системы, сокращением длительности (цикла) формирования организационно-технологических решений в процессах подготовки производства (ПП). Организационно-техническое сопровождение и управление качеством производственных процессов является элементом общей системы технического мониторинга, конечной целью которого является обеспечение качества продукции. В отрасли накоплен значительный опыт обеспечения качества РКТ, отработанного институтом «военных представительств», механизмы которого эффективны, но весьма затратны ввиду необходимости создания аппарата представителя Заказчика и увеличения объемов приемо-сдаточных испытаний. Однако многие подходы и идеи, реализованные в этом механизме, могут быть использованы в методологии мониторинга процессов «проектирования-изготовления». Определенные резервы можно найти в оптимальном планировании технологии мониторинга с точки зрения рациональной организации коллективного взаимодействия географически распределённых проектно-производственных субъектов за счет применения систем визуализации, позволяющей сократить объемы работ.

Как правило, быстро и решительно предприятия начинают переход к бережливому производству, если находятся в состоянии кризиса. Состояние кризиса и упадка — это самое подходящее время для начала преобразований, хотя желаемый результат не может быть получен мгновенно. Пройдет примерно от полугода до года, прежде чем предприятие достигнет существенного сокращения затрат. Убедительным стимулом для начала преобразований могут быть успехи конкурентов, достигнутые ими путем внедрения бережливого производства. Если предприятие сможет быстро устранить потери из процессов разработки, продаж, планирования и производства продукции, то оно обнаружит, что одновременно со снижением издержек, уменьшением времени производственного цикла и вывода нового товара на рынок (семейство РН «Ангара») его перспективы значительно улучшились.

Следует помнить также, что переход на бережливое производство не требует больших затрат. Поскольку издержки будут уменьшены, то финансовые результаты в любом случае будут улучшены. Для этого нужно заняться идентификацией потоков создания ценности продукции, их детальным описанием шаг за шагом, процесс за процессом, используя опыт реализации проекта «Энергия-Буран», учитывавшего требования международных стандартов по функциональному моделированию бизнес-процессов IDEFO.

Предприятию необходимо создать группу специалистов, на постоянной основе занимающихся созданием бережливого производства, обучающих персонал, дающих рекомендации и анализирующих результаты предпринятых действий. Эта группа (отдел) должна напрямую подчиняться заместителю генерального директора — уполномоченному по бережливому производству. Целесообразно совместить функции обучения и консультирования по бережливому производству с функцией обеспечения качества. В этом случае улучшение качества и повышение производительности, а также сокращение различных потерь будут осуществляться одновременно и согласованно. Работая совместно, специалисты по качеству и бережливому производству должны говорить на одном языке и давать не противоречащие друг другу советы,

основываясь на требованиях международных стандартов по оптимальному управлению предприятием MRP II (контрольный список ABCD Оливера Уайта) и функциональному моделированию бизнес-процессов IDEF0.

### **ИССЛЕДОВАНИЕ БИЗНЕС-ПРОЦЕССОВ УПРАВЛЕНИЯ МЕХАНОБОРОЧНЫМ ЦЕХОМ СИЛОВЫХ АГРЕГАТОВ**

**В.Н. Сычев<sup>1</sup>, А.В. Хохлов<sup>1</sup>, А.В. Цырков<sup>1</sup>, В.Д. Костюков<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева, г. Москва;

<sup>2</sup>«МАТИ» — Российский государственный технологический университет имени К.Э. Циолковского, г. Москва

Практический опыт показывает, что при переходе предприятия, работающего «на заказы», к бережливому производству существенно (в 3-4 раза) сокращаются трудозатраты. Это позволяет с тем же количеством людей за вдвое меньшее время выполнять в два раза больше работы. Если при этом потребность на выпускаемую РКТ не увеличивается, то окажется, что работников слишком много. В такой ситуации, безусловно, не следует держать людей там, где они больше не нужны. Иначе никаких существенных результатов добиться не удастся. В этих условиях наиболее целесообразна разработка стратегии роста, при которой высвобождающиеся ресурсы должны сразу же находить применение. Выработка конкретной стратегии расширения деятельности зависит от ситуации на предприятии и ситуации на международном рынке космических услуг, но некоторые решения достаточно универсальны: можно расширить свою долю на рынке, ускорив разработку новой продукции (модулей долговременных орбитальных станций, малых космических аппаратов дистанционного зондирования земли, участия в иностранных проектах по созданию отдельных ступеней РН, разгонных блоков и т. п.), увеличить ценность продукции, изготавливая ее на заказ в более короткие сроки, расширить объем сервисных услуг, взять на себя часть работ, выполняемых предприятиями-поставщиками покупных и комплектующих изделий и оказывающих прочие услуги по запуску РН. Это можно определить на базе исследований по функциональному моделированию бизнес-процессов с учетом требований международных стандартов IDEF0.

При реализации принципов бережливого производства, должна проводиться постоянная работа в соответствии с принципом «стремления к совершенству». С этой целью необходимо применять два метода улучшения потока создания ценности продукта: пошаговых улучшений и радикальных улучшений. Метод пошаговых улучшений состоит в том, что в течение длительного периода ведется работа по выявлению и устранению потерь в виде сокращения трудозатрат, производственных площадей и исправления разного рода ошибок. Практика показывает, что, несмотря на то что улучшения осуществляются в течение многих лет, сотрудники постоянно находят все новые способы усовершенствования процесса, делая его все более гибким и чутко реагирующим на потребности заказчика, более «бережливым». Метод радикальных улучшений состоит в том, что устраняются целые звенья, не создающие ценности продукта, то есть формируется существенно более эффективный поток создания ценности продукта, приближенный к потребителю. Это можно реализовать на базе регулярных исследований по функциональному моделированию бизнес-процессов с учетом требований международных стандартов IDEF0 и MRP II.



## МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОДГОТОВКИ ПРОИЗВОДСТВА МЕХАНОБОРОЧНОГО ЦЕХА СИЛОВЫХ АГРЕГАТОВ

А.В. Хохлов<sup>1</sup>, А.В. Цырков<sup>1</sup>, В.Д. Костюков<sup>2</sup>, А.И. Островерх<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева;  
<sup>2</sup>«МАТИ» — Российский государственный технологический университет  
имени К.Э. Циолковского

Новые улучшения дают дополнительный эффект на протяжении относительно короткого интервала времени. Однако переход на стабильное управление процессом или коренное его изменение с помощью совершенного (идеального) процесса является тупиковым путем. Фундаментальный принцип бережливого производства о необходимости непрекращающегося совершенствования осознается и принимается очень тяжело. Проблема заключается в том, что представление о совершенном процессе видоизменяется с течением времени под воздействием потребностей рынка и появлением новых прорывных энерго- и ресурсосберегающих экологически безопасных и нанотехнологий. Поэтому периодически в дальнейшем необходимо заново вырабатывать видение совершенного процесса.

Совершенный процесс — это не наилучшее достижение конкурента, хотя и его тоже стоит принимать во внимание. Совершенный процесс — это идеальная модель процесса создания ценности продукта, к которой следует стремиться, хотя она может казаться недостижимой. Как только поток создания ценности продукта будет перестроен, надо сформировать новое видение совершенного процесса. И не только потому, что процесс изменился изнутри и открылись новые возможности для его улучшения, но и потому, что изменились внешние потребности и условия. Это можно реализовать на базе проведения регулярного анализа внедрения информационных технологий с использованием контрольного списка Оливера Уайта и работ по функциональному моделированию бизнес-процессов с учетом требований международных стандартов IDEFO и MRP II.

Важными значениями при реализации эталонных бизнес-процессов производства изделий РКТ являются как сами изделия, так и технология их производства. Серьезным препятствием для внедрения бережливого производства является то, что большинство производимых в настоящий момент времени изделий РКТ и технологий спроектированы без учета принципов бережливого производства с применением плазово-шаблонных методов. Конструкторы, технологи и руководители производства должны ясно видеть цель, которая заключается в производстве определенного продукта по гибкой схеме, единичными изделиями под разные заказы, в непрерывном потоке с использованием цифровых методов производства. Только в этом случае они смогут проектировать продукты и средства технологического оснащения не так как обычно, а ориентируясь на принципы бережливого производства.

Другим, не менее важным ключом при решении задачи совершенствования потока создания ценности продукта должно являться наличие четкого плана для движения в выбранном направлении и его настойчивое выполнение. В соответствии с выработанным видением нужно выбрать самые важные задачи и самые важные шаги, которые нужно сделать в первую очередь. В настоящий момент такими задачами являются организационно-технические мероприятия по внедрению широкого спектра методов объективного контроля продукции, в том числе и координатно-измерительных машин с ЧПУ. Остальные задачи следует отодвинуть на второй план. Иначе попытка усовершенствовать все сразу приведет к распылению ограниченных ресурсов. Разработку таких организационно-технических мероприятий целесообразно проводить на базе

регулярного анализа внедрения информационных технологий с использованием контрольного списка Оливера Уайта и работ по функциональному моделированию бизнес-процессов с учетом требований международных стандартов IDEF0 и MRP II.

### **НЕЙРОННЫЕ СЕТИ НА БАЗЕ ПРОГРАММИРУЕМЫХ ЛОГИЧЕСКИХ ИНТЕГРАЛЬНЫХ СХЕМ В БОРТОВОЙ АППАРАТУРЕ КА**

**Л.В. Савкин, В.Г. Дмитриев, Е.А. Федоров**    [android4.1@mail.ru](mailto:android4.1@mail.ru)

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Успешное развитие современных программируемых логических интегральных схем (ПЛИС) космического применения позволяет одновременно сочетать в себе реализацию сложных алгоритмов цифровой обработки информации с возможностью многократного перестроения аппаратных архитектур, посредством которых данные алгоритмы выполняются.

Наряду с традиционными методами цифровой обработки данных сегодня активно развиваются нейросетевые подходы, использующие самые разнообразные модели искусственных нейронных сетей (ИНС). Более того, на сегодняшний день известен целый ряд КА, успешно использующий в бортовой аппаратуре специализированные нейропроцессоры, идеология работы которых кардинальным образом отличается от классических микропроцессорных средств обработки данных. Вместе с тем аппаратная реализация ИНС на базе ПЛИС позволяет в случае необходимости перейти на традиционную микропроцессорную архитектуру, которую также вполне можно воспроизвести, используя высокопроизводительные ПЛИС последнего поколения.

В докладе представлены результаты разработки и исследования способов аппаратного построения многослойных перцептронов на базе ПЛИС класса FPGA и CPLD. Рассмотрены два типа перцептронных моделей: с пороговой передаточной функцией (число входных сенсорных каналов  $N_{\text{пф}} = 230$ ) и с прямым распространением сигнала (число входных сенсорных каналов  $N_{\text{пф}} = 350$ ). На основе данных моделей приводятся примеры решения задач распознавания и обработки данных, которые могут быть использованы в бортовых интегрированных измерительно-вычислительных комплексах современных КА.

### **КОНЦЕПЦИЯ РЕГЕНЕРАТИВНЫХ ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ: АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫЕ ПОДХОДЫ НА БАЗЕ ОДНОРОДНЫХ, СИСТОЛИЧЕСКИХ, РЕКОНФИГУРИРУЕМЫХ И ДРУГИХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ**

**Л.В. Савкин**

[android4.1@mail.ru](mailto:android4.1@mail.ru)

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

В докладе рассматриваются способы и проблемы построения бортовых электронных систем повышенной отказоустойчивости космического применения.

Предложено несколько аппаратно-программных подходов по построению бортовых регенеративных электронных систем, способных осуществлять восстановление собственных дискретных элементов на низком аппаратном уровне. В качестве базовой платформы, удобной с точки зрения практической реализации регенеративной бортовой аппаратуры космических аппаратов (КА), исследовано несколько типов кла-

стерных вычислительных систем: однородных, систолических, реконфигурируемых и ряда других.

Предложено несколько аппаратно-программных моделей регенеративных электронных систем, отличающихся способами контроля функциональных сред, реализуемых, в свою очередь, посредством единого реконфигурируемого вычислительного поля.

Проведен сравнительный анализ принципов функционирования моделей регенеративных электронных систем. Для каждой модели приводится структурная схема организации взаимодействия между функциональными элементами на всех уровнях (аппаратных и программных) иерархии регенеративной электронной системы.

Особое внимание уделено крайне узкой номенклатуре радиационнотойких ПЛИС, способных практически реализовать регенеративные электронные системы для широкого класса задач, решение которых возложено на бортовую (целевую и служебную) радиоэлектронную аппаратуру современных КА.

## ПЕРСПЕКТИВЫ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ ПРОИЗВОДСТВА

**И.А. Гурина<sup>1</sup>, А.В. Воронков<sup>1</sup>, А.В. Цырков<sup>1</sup>, В.Д. Костюков<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева;

<sup>2</sup>«МАТИ» — Российский государственный технологический университет имени К.Э. Циолковского

В части системной интеграции предполагается, что бизнес-процессы на машиностроительном предприятии можно условно объединить в следующие группы (категории): маркетинг и новые разработки; конструирование и конструкторское сопровождение; технологическая подготовка производства изделий; материальное снабжение; производственные процессы; сбыт; процессы управления различными ресурсами (финансы, персонал, производственная инфраструктура, инженерное оборудование и т. д.). Различные бизнес-процессы в рамках работ по системной интеграции реализуются различными автоматизированными системами. Бизнес-процессы первой группы реализуются автоматизированными системами бизнес-анализа BI, в том числе системой сбалансированных показателей деятельности предприятия BSC. Бизнес-процессы четвертой, пятой, шестой и седьмой групп реализуются автоматизированными системами управления производством всех уровней иерархии — АСУП, второй группы — автоматизированными системами конструирования — АСК (Computer Aided Design/Computer Aided Manufacturing/Computer Aided Engineering — CAD/CAM/CAE-системами), третьей — автоматизированными системами технологической подготовки производства — АСТПП.

# ФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАБОЧИХ ТЕХНОЛОГИЙ МЕХАНОСБОРКИ СИЛОВЫХ АГРЕГАТОВ

И.А. Гурина<sup>1</sup>, А.В. Хохлов<sup>1</sup>, В.Д. Костюков<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева;  
<sup>2</sup>«МАТИ» — Российский государственный технологический университет им. К.Э. Циолковского

Опыт проведения преобразований множества предприятий показывает, что существует совершенно определенная последовательность действий, дающая наилучший результат. Чтобы модернизация производства стала эффективной, нужно выбрать настоящих лидеров, обладающих необходимыми знаниями, и начать преобразования с потока создания ценности — быстро, решительно и творчески меняя привычный рутинный порядок ведения бизнес-процессов. Затем постепенно надо распространить переход на цифровое производство на всё предприятие и все бизнес-процессы.

В условиях ракетно-космического завода переход на цифровое производство целесообразно начинать с бизнес-процессов проектирования и изготовления средств технологического оснащения, которые реализуются как в инструментальном, так и в основном производствах. Затраты на эти бизнес-процессы составляют свыше 80 % затрат на технологическую подготовку производства изделий РКТ, принимая во внимание единственный характер производства под заказ.

Когда преобразования внутри предприятия будут выполнены и станет ясно, что предприятие вышло на нужную дорогу, можно переходить к взаимодействию с поставщиками и другими предприятиями-смежниками, участвующими в оказании коммерческих космических услуг. Психологически самое сложное — это начать хотя бы самые простые преобразования, преодолевая инерцию, свойственную любому предприятию.

Для движения по пути преобразований необходимо выполнение следующих условий: должен быть назначен приказом по предприятию ответственный за внедрение бережливого производства, изучены основные положения, принципы и методы построения бережливого производства, возникнуть сложная, кризисная ситуация в области бизнеса, вынуждающая к проведению преобразований, созданы описания (карты) потоков создания ценности продукции и/или услуг — структурно-функциональные модели бизнес-процессов «как есть» и «как должно быть», появиться острая необходимость и готовность начать радикальные изменения определенных процессов создания ценности продукции и/или услуг. Поэтому разработку таких организационно-технических мероприятий целесообразно проводить на научных методах анализа внедрения информационных технологий с использованием контрольного списка Оливера Уайта и работ по функциональному моделированию бизнес-процессов с учетом требований международных стандартов IDEF0 и MRP II.

Так как ГКНПЦ им. М.В. Хруничева относится к большим по размеру предприятиям, то функции ответственного по бережливому производству не может взять на себя генеральный директор. Ему просто не хватит времени, чтобы руководить преобразованиями. Ответственным по бережливому производству целесообразно назначить первого заместителя генерального директора по производству. Ответственному по бережливому производству необходимо сформировать группу (команду) помощников, работающих под его непосредственным руководством. Целесообразно для обучения принципам бережливого производства участников этой группы привлечь одну из российских учебно-консалтинговых компаний.

Ответственному по бережливому производству трудно сразу понять все аспекты бережливого производства. Необходимые знания и советы он может получить от своих помощников — экспертов, работающих в ГКНПЦ (отдел ERP, группа функционального моделирования и оптимизации бизнес-процессов). Сложные вопросы внедрения бережливого производства, требующие разнообразных знаний, могут быть рассмотрены и решены с помощью группы консультантов, каждый из которых является специалистом в своей сфере. Для успеха дела необходимо, чтобы ответственный по бережливому производству и генеральный директор ГКНПЦ прониклись идеями бережливого производства, основанного на широком использовании цифровых методов производства РКТ, и чтобы они принимали личное участие в мероприятиях по улучшениям и внедрению информационных технологий в практическую деятельность ГКНПЦ. К этим мероприятиям следует привлекать и других высших руководителей, и прежде всего директора ракетно-космического завода, чтобы они понимали значение и смысл проводимых преобразований и уделяли им не менее 40 % своего рабочего времени.

## **ОПТИМИЗАЦИЯ ЭЛЕКТРОРАЗРЯДНОГО ДАТЧИКА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ**

**А.И. Жакин,  
А.А. Гримов,  
А.А. Луценко, В.А. Пиккиев**

**zhakin@mail.ru,  
grimmer2007@yandex.ru,  
anron86@gmail.com, rw3ww@mail.ru**

ФГБОУ ВО «Юго-Западный государственный университет»,  
Центр разработки малых спутников, г. Курск

Одним из эффективных методов измерения низкого давления являются электроразрядные датчики, в которых основным элементом является преобразователь ПММ-32. Подобные датчики планируется использовать в наноспутниках, разрабатываемых в Центре разработки малых спутников Юго-Западного госуниверситета.

Проблема модификации подобного преобразователя (компактификации и повышения точности измерения) требует детального изучения ионизационных процессов в азотно-кислородной плазме. В работе дается анализ ионизационных процессов в азотно-кислородной плазме низкого давления ( $1\text{Па} < p < 10^{-3}\text{Па}$ ) в скрещенных электрическом и магнитном полях. Приводится методика расчета ВАХ, по которой однозначно находится давление в газе. Показано, что теоретическое выражение для ВАХ при различных давлениях и напряжениях согласуется с экспериментальными измерениями. На основании разработанной теории планируется создать малогабаритные датчики с оптимальными характеристиками.

### ЭТАЛОННОЕ ПРОИЗВОДСТВО КОМПОНЕНТОВ И СЕГМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ

**Т.Н. Александрова<sup>1</sup>, К.Н. Цепляева<sup>1</sup>, В.Н. Сычев<sup>1</sup>, А.В. Цырков<sup>1</sup>, В.Д. Костюков<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева;

<sup>2</sup>«МАТИ» — Российский государственный технологический университет имени К.Э. Циолковского

Предприятия аэрокосмического машиностроения, как и многие машиностроительные предприятия других отраслей, имеют особенности, которые связаны со спецификой создания сложных технических объектов. Объектами производства являются сложные технические системы, а также структурные элементы этих изделий: агрегаты, системы, узлы, детали. Основные особенности изделий аэрокосмического машиностроения как объектов производства состоят в следующем: 1) высокие требования к качеству изделий в целом и к его отдельным элементам; 2) сложность пространственных форм и большие габариты; 3) многономенклатурность и многодетальность изделий; 4) разнообразии применяемых конструкционных материалов.

В процессах создания и эксплуатации сложных технических объектов задействованы значительные производственные ресурсы и участвуют большие коллективы специалистов различного профиля и квалификации. Каждые десять лет развития науки и техники характеризуются усложнением технических объектов в два-три раза. Усложнение технических объектов приводит к увеличению трудоемкости и затрат на их создание, что, в свою очередь, требует развития методов и средств автоматизации интеллектуального и физического труда на всех стадиях жизненного цикла изделия. В условиях применения новых информационных технологий, обеспечивающих переход к компьютерным методам проектирования и малолюдному производству, жизненный цикл изделия, включающий проектирование, производство и эксплуатацию, подразделяется на следующие стадии: 1) научные исследования; 2) конструирование; 3) контроль технологичности; 4) подготовка производства; 5) изготовление; 6) испытания; 7) эксплуатация; 8) техническое обслуживание и ремонт; 9) снятие с эксплуатации и утилизация.

Данные бизнес-процессы должны базироваться на более чем 98-летнем опыте работы Ракетно-космического завода и учитывать методы отечественной и международной кооперации. Среди международных кооперативных проектов, выполняемых в соответствии с межправительственными соглашениями, можно отметить такие, как: «КазСат» и «Байтерек» — Казахстан; создание криогенного разгонного блока 12 КРБ в составе индийской РКН GSLV; создание первой ступени РН KSLV-1 (Южная Корея) и некоторые другие.

### ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ПНЕВМОВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЙ ОБРАЗЦОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

**А.Р. Алиев, О.И. Хорошев**

**kba@kc.ru**

КБ «Арматура» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Ковров

Изделия, входящие в состав ракетно-космического комплекса (РКК), представляют собой, как правило, сложные технические системы с множеством параметров. Проверка этих параметров на соответствие требуемым величинам проводится при различных видах испытаний, к которым относятся и пневмоиспытания (ПИ). Существующие си-

стемы и оборудование для проведения ПИ образцов ракетно-космической техники, которыми оснащены испытательные комплексы космодромов, в большинстве своем представляют собой испытательные стенды с ручным управлением. В связи с этим разработка пневмовакуумного оборудования (ПВО) с гибкой структурой управления, в основе которого лежит комплексная автоматизация выполняемых операций, является актуальной задачей.

Результаты сравнительного анализа существующих систем, их выявленные достоинства и недостатки позволили предложить пневмовакуумное оборудование с гибкой структурой управления. Представленные функциональная и принципиальная пневматическая схемы ПВО раскрывают принцип действия. Основное внимание в работе уделено рассмотрению вопросов повышения эффективности процесса испытаний посредством использования средств автоматизации.

Предлагается автоматизированная система контроля и управления (АСКУ) ПВО, разработанная в интегрированной среде разработки TraceMode6. АСКУ обеспечивает: автоматизацию процесса подачи и сброса газа в изделие; формирование и передачу сигналов управления запорной и предохранительной арматурой; регистрацию полного объема значений параметров испытаний; диагностирование состояния оборудования ПВО; отображение на дисплеях значений параметров испытаний в виде графиков и числовых значений; архивирование с возможностью поиска информации по всему циклу испытаний и печать отчетов по выполненным работам.

Предложенное техническое решение направлено на совершенствование технологии пневмоиспытаний и может быть использовано при разработке перспективных испытательных комплексов.

Предложенное ПВО направлено на совершенствование технологии ПИ. Выработанные технические решения могут быть использованы при проектировании перспективных испытательных комплексов.

## **АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ПРИГОТОВЛЕНИЯ ГАЗОВЫХ СМЕСЕЙ ДЛЯ ПНЕВМОИСПЫТАНИЙ ИЗДЕЛИЙ РКТ**

**А.Р. Алиев**

**kba@kc.ru**

КБ «Арматура» — филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Ковров

Одним из важнейших параметров работоспособности изделий РКТ является герметичность, контролируемая на этапе пневмоиспытаний (ПИ), результаты которых служат основой для принятия решений о соответствии параметров изделий РКТ предъявляемым требованиям.

В процессе пневмоиспытаний образцов РКТ широко используются смеси газов, например, воздух-гелий, воздух-азот, азот-гелий. 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 в приготавливаемых газовых смесях. Автоматизация приготовления контрольных смесей прежде всего касается автоматизации подачи требуемых объемов компонентов газовой смеси.

В работе представлены результаты анализа существующих способов приготовления газовых смесей, на основе которых выделены основные признаки классифика-

ции способов. Предложенная классификация позволяет обосновывать выбор способа приготовления смеси в зависимости от требуемой точности концентраций компонентов и требуемых параметров получаемой смеси.

Рассматривается система приготовления газовых смесей, принцип действия которой заключается в одновременной автоматизированной подаче компонентов с заданными расходами, обеспечивающими получение смеси с требуемой точностью концентраций.

Использование предлагаемой системы обеспечит повышение эффективности ПИ изделий РКТ за счет повышения точности и сокращения длительности приготовления смесей.

### **АВТОМАТИЗАЦИЯ ОПЕРАТИВНОГО АНАЛИЗА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ПРОЦЕССОВ В ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ**

**А.Е. Филин, Ю.Л. Арзуманов**

**kba@kc.ru**

КБ «Арматура» — филиал ФГУП ГKNПЦ 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.

Для отработки математических моделей, описывающих функционирование системы, оценки достоверности результатов математического моделирования и получения дополнительных сведений о протекающих в системе процессах крайне удобно пользоваться совмещенными графиками результатов эксперимента и расчета. Получение таких графиков — далеко не простая задача. Дело в том, что практически всегда экспериментальные и расчетные кривые оказываются построенными в системах координат с разными нулевыми точками. В этом случае основной и наиболее трудоемкой задачей при совмещении таких кривых является определение общих характерных временных точек. Автоматизация процесса поиска характерных временных точек и совмещения по ним расчетных и экспериментальных кривых особенно актуальна при проведении серий испытаний для оперативной оценки их результатов, проведения анализа процессов и внесения изменений, например, в закон управления системой.

Для решения описанной выше проблемы разработана методика совмещения экспериментальных и расчетных кривых по характерным временным точкам. Суть методики состоит в подробном автоматическом анализе табличного представления результатов эксперимента и расчета. Для анализа экспериментальных таблиц разработаны различные алгоритмы автоматической фильтрации и прогнозирования.

Программная реализация методики возможна на любом языке программирования, например в виде макроса Microsoft Excel, написанного на языке VBA, что делает ее легкодоступной для большинства пользователей САЕ-систем, работающих с табличными данными.

Практика применения методики для анализа экспериментальных процессов показала значительное сокращение времени на обработку результатов эксперимента.



## ОРГАНИЗАЦИЯ РАБОТ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ МЕХАНОСБОРОЧНОГО ЦЕХА МАТЕРИАЛЬНЫМИ РЕСУРСАМИ ПРИ ПОЗАКАЗНОЙ СИСТЕМЕ ПЛАНИРОВАНИЯ

Ю.А. Балясов

kba@kc.ru

КБ «Арматура» — филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Ковров

В условиях многономенклатурного мелкосерийного производства рациональная организация производственных процессов, в частности, процесса обеспечения механосборочного цеха материальными ресурсами, приобретает особую значимость, способствуя сокращению длительности производственного цикла и обеспечивая возможность оперативного мониторинга со стороны руководства.

Метод реорганизации рассматриваемого процесса был предложен в КБ «Арматура». В результате анализа были выявлены основные его этапы: формирование потребности, учет и бронирование наличных ресурсов, создание заявки, подбор и отпуск ресурсов со склада, выполнение заготовительных операций, передача заготовок на механосборочный участок.

Для каждого из этих этапов был предложен алгоритм прохождения информации на основе частичного перехода к электронному документообороту, обеспечивающий реализацию ролевого принципа, минимизацию человеческого фактора, оперативный доступ, прозрачность для мониторинга со стороны руководства.

Частичное внедрение описанного метода на практике позволило сократить время оформления и поиск документов, уменьшить запасы металлов в кладовых заготовительного участка, обеспечить загрузку оборудования заготовительного и механосборочного участков в трехсменном режиме работы, повысить прозрачность работы.

## ПОИСК РЕШЕНИЙ ПО ПЕРФОРИРОВАНИЮ МИКРООТВЕРСТИЙ В ДИАПАЗОНЕ 50–150 МКМ В ХРОМИСТЫХ И ХРОМОНИКЕЛЕВЫХ СТАЛЯХ

А.А. Бекетов<sup>1</sup>, А.В. Волгин<sup>1</sup>,  
Л.В. Дербенёв<sup>1</sup>, А.Б. Люхтер<sup>2</sup>,  
К.В. Скворцов<sup>2</sup>, А.А. Вознесенская<sup>2</sup>

ogt.kba@yandex.ru

<sup>1</sup>КБ «Арматура» — филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Ковров;

<sup>2</sup>«ООО ИЦ при ВлГУ», г. Владимир

Проблема прошивки микронных отверстий связана с выполнением ряда производственных задач. Одной из них является создание фильтрующих элементов, которые представляют собой металлическую пластину толщиной около 1 мм с большим числом микроотверстий. Одним из путей решения данной задачи является перфорирование микроотверстий лазерным излучением.

В настоящее время существует масса различных систем, пригодных для выполнения перфорации микронных отверстий. Системы накачки, конструкционное исполнение, активные среды могут быть различны. Основное отличие заключается в длительности импульса и частоты повторения импульсов.

Воздействие на мишень коротких импульсов (нс, пс, фс) от более длинных (мкс и мс) отличается проявлением иного механизма разрушения материалов — абляции или возгонки. Для этого реализуют такие условия, при которых каждый импульс ис-

паряет материал, и количество расплава остается минимальным. На начальном этапе интенсивное поглощение лазерного излучения (ЛИ) в металлах осуществляется свободными электронами. Их переход в равновесное состояние происходит за время порядка 100 фс. В результате электрон-фононных взаимодействий избыточная энергия передается кристаллической решетке, приводя к ее разогреву, время взаимодействия обычно составляет 0,5–50 пс. При воздействии на вещество лазерных импульсов с длительностями меньше времени электрон-фононных взаимодействий разогрева кристаллической решетки не происходит и, как следствие, будет наблюдаться полное отсутствие расплава.

Частота повторения импульсов влияет на производительность работы лазера — чем выше частота, тем выше скорость обработки материала. Чрезмерное повышение частоты следования импульсов может привести к ухудшению качества обработки, т. к. при воздействии сфокусированного ЛИ на поверхность материала образуется плазменный факел. При высокой частоте следования импульсов ЛИ происходит не разрушение обрабатываемого материала, а рассеивание и поглощение плазмой, от чего повышается температурный вклад в процесс обработки. Оптимальным является подбор частоты следования импульсов таким образом, чтобы каждый последующий импульс приходил в момент остывания лазерноиндуцированной плазмы.

Для перфорирования микроотверстий применимы следующие виды оптических систем:

- 1) системы с плоскопольным объективом;
- 2) оптическая головка с фокусирующей оптикой без гальваносканаторов.

При прошивке большого количества микроотверстий происходит избыточный нагрев заготовки, который приводит к короблению металла, поэтому необходимо обеспечение достаточного теплоотвода, например:

- а) ламинарный поток жидкости высокого давления, обтекающий заготовку с обеих сторон;
- б) использование подложки из термоэлектрического преобразователя, основанного на эффекте Пельтье.

В качестве эффективного метода защиты входной и выходной кромок отверстия от образования валика и грата применима алюминиевая фольга, нанесенная в один или более слоев на поверхность металла. Также для этих целей можно применять другие различные защитные покрытия.

Таким образом, на реализацию задачи лазерного перфорирования микроотверстий в стали влияет ряд технологических параметров, многие из которых оказывают влияние друг на друга. Выделены основные аспекты для решения данного вопроса: 1) выбор источника лазерного излучения; 2) выбор оптических устройств; 3) подбор рациональных параметров лазерного излучения; 4) введение в систему вспомогательных средств.

## **ТЕХНОЛОГИЯ ГИДРОШТАМПОВКИ ТОНКОСТЕННЫХ УГОЛЬНИКОВ. ПУТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ОБОРУДОВАНИЯ**

**Д.А. Недоливко, А.В. Волгин**

**ogt.kba@yandex.ru**

КБ «Арматура» — филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Ковров

В процессе совершенствования технологии гидроштамповки трубных заготовок в КБ «Арматура» на имеющемся оборудовании — установках УФТК-50 и УФТК-40М — была разработана и запатентована технология изготовления тонкостенных угольников с внутренним радиусом гибки до 0,15 от наружного диаметра трубы (патент № 254980

«Способ изготовления крутоизогнутого угольника» авторов А.В. Волгина, Д.А. Недолирко).

Технология позволила получить целый ряд новых деталей, которые ранее изготавливались более затратными методами и имели ряд технологических и конструктивных недостатков, таких как высокая трудоемкость изготовления, низкий КИМ, большой процент технологических отходов, большой вес, отсутствие плавного перехода на пересечении полостей и т. д. Так, например, в 2014 году был изготовлен опытный угольник из трубы  $53 \times 1,5$ -12X18H10T с углом гибки  $90^\circ$  и внутренним радиусом гибки 8 мм. Трудоемкость изготовления снизилась в 25 раз, расход электроэнергии уменьшился в 130 раз по сравнению с аналогом, изготовленным механической обработкой из поковок.

В настоящее время ведутся совместные работы с РКЗ по изготовлению в КБ «Арматура» подобных деталей из труб  $53 \times 1$ ,  $50 \times 1$ ,  $42 \times 1$  с углами гибки от  $90^\circ$  до  $140^\circ$  и внутренними радиусами гибки от 22 до 35 мм. Ранее эти детали изготавливались на РКЗ путём гибки трубных заготовок с резиновым наполнителем проталкиванием в жесткую матрицу на установке УФП-100М. Технологические отходы достигали 50 % из-за наличия на деталях недопустимых гофр. Образование гофр обусловлено тем, что резиновый наполнитель не обеспечивает подпор всей внутренней поверхности заготовки в процессе гибки, в отличие от гидроштамповки, где внутренний подпор осуществляется жидкостью высокого давления, замкнутой скользящим пуансоном. В результате изготовления тонкостенных угольников выбраны направления совершенствования оборудования для гидроштамповки, которые позволяют значительно снизить трудоемкость изготовления гидроштампованных угольников.

## **ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ В ПРОЦЕССЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ АГРЕГАТОВ СТЫКОВКИ И ОТВОДА СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ**

**А.В. Поддерёгин,  
С.В. Конанков, Ю.Л. Арзуманов**

**kba@kc.ru**

КБ «Арматура» — филиал ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Ковров

Развитие современного машиностроения, в том числе и образцов ракетно-космической техники, требует более совершенных технологий их проектирования. Одной из важнейших задач данного этапа создания изделий и систем РКТ является обеспечение требуемых динамических характеристик и прочности конструкции при заданных условиях эксплуатации. Аналитические методы в силу сложности конструкции и граничных условий являются недостаточно эффективными.

В настоящее время широкое распространение получили методы математического моделирования при оценке динамических характеристик и напряженно-деформированного состояния разрабатываемых технических систем. В данной работе рассматриваются вопросы проектирования агрегатов стыковки и отвода коммуникаций к ракете-носителю с использованием программных комплексов анализа динамики и прочности.

Процессы стыковки и безударного отвода коммуникаций моделируются с использованием программных комплексов «Зенит», «Адамс». Рассмотрена технология подготовки и решения данной задачи. Представленные примеры иллюстрируют эффективность этого подхода.

Оценка прочности конструкции осуществляется с использованием метода конечных элементов. В работе приводится последовательность проектных процедур, посредством которых осуществляется анализ напряженно-деформированного состояния исследуемого агрегата или его составной части. Приводятся примеры таких расчетов применительно к агрегатам стыковки и отвода стартовых комплексов, а также сравнение результатов математического моделирования с результатами эксперимента и натурных испытаний.

Рассмотренный в работе подход к проектированию сложных агрегатов стыковки и отвода коммуникаций с использованием современных программных средств моделирования динамики и прочности, позволяет повысить качество и достоверность выполняемых расчетов, сократить объем работ по опытной отработке изделий, повысить надежность создаваемых агрегатов и систем ракетно-космических комплексов.

### **СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ФОРМИРОВАНИЯ МОДЕЛЕЙ ПНЕВМАТИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

**Ю.М. Тимофеев, Е.М. Халатов**

**kba@kc.ru**

КБ «Арматура» — филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Ковров

При проектировании и отработке пневмосистем в большинстве случаев применяется численный эксперимент на основе математической цифровой модели. Разработка моделей обычно ведется с помощью следующего подхода. На первом этапе после анализа принципа действия системы проводится операция декомпозиции, заключающаяся в условном разбиении системы на взаимосвязанные подсистемы различной физической природы (т. е. формируется расчетная схема, учитывающая взаимосвязи подсистем). На втором этапе производится формализация процессов, происходящих в каждой из подсистем. На заключительном этапе проводится композиция разработанных моделей подсистем с учетом их взаимосвязей. Результатом является математическая модель системы.

Опыт проведения динамических расчетов пневматических систем ракетно-космических комплексов показывает, что для моделирования процессов достаточно выделить следующие подсистемы:

- механическую, к которой относятся процессы движения рабочих органов системы и связанных с ними деталей;
- тепловую, к которой относятся процессы теплопередачи между рабочей средой, деталями системы и окружающей средой;
- гидродинамическую, к которой относятся процессы течения рабочих сред через каналы системы;
- электромагнитную, к которой относятся процессы преобразования электрической энергии в магнитную;
- термодинамическую, к которой относятся процессы изменения параметров рабочих сред в междроссельных камерах, полостях устройств или емкостях.

Каждая из указанных подсистем предполагает подразделение на несколько типов.

Сложность структуры пневмосистем и наличие нескольких видов протекающих в них физических процессов зачастую приводят к значительным временным затратам на разработку математического описания и его реализацию в виде программы на ЭВМ.

Решить эту проблему должны программные комплексы, позволяющие проводить расчеты переходных процессов в пневмосистемах на основе автоматически формируемых цифровых моделей. В качестве примера можно назвать программный ком-

плекс AMESim бельгийской компании «LMS Imagine», а также программу «CalcDin», разработанную и успешно используемую в КБ «Арматура» — филиале «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева». При этом программа «AMESim» имеет значительную стоимость, а программа «CalcDin» не является коммерческой и не распространяется. Кроме того, обе программы не обладают достаточной гибкостью, т. е. пользователь не может реализовать в них свою собственную модель какой-либо подсистемы или откорректировать заложенные модели подсистем под свою задачу. Всё это ограничивает широкое использование этих программ в учебном процессе, научных исследованиях и проектных расчетах.

В КБ «Арматура» для решения указанной проблемы разработана технология формирования гибких цифровых моделей пневмосистем. Под гибкостью понимается то, что в модели системы любая модель подсистемы может быть легко заменена на другую, обладающую аналогичными характеристиками структуры, но другим набором допущений. Это реализуется с помощью разработанных унифицированных моделей подсистем, обладающих стандартизированным набором входных и выходных параметров, а также стандартизированной основой математического описания.

Модели подсистем реализованы в отечественном программном комплексе «Моделирование в технических устройствах», который является аналогом известных зарубежных программ моделирования динамических систем «VisSim» и «Matlab/Simulink». Проведена верификация разработанных моделей путем сравнения результатов расчетов переходных процессов, происходящих в пневмосистемах, в программах «CalcDin» и «МВТУ». Результаты расчетов полностью совпадают.

Продолжением работ по данному направлению является увеличение ряда цифровых моделей подсистем, позволяющих расширить возможности исследования динамических характеристик пневмосистем в программном комплексе «МВТУ».

## **АНАЛИЗ КОНСТРУКТИВНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ ПНЕВМОГИДРОУСТРОЙСТВ МЕХАНИЗМОВ СТЫКОВКИ И ОТВОДА**

**Д.В. Фадеев, И.Ю. Сорванова**

**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 разъёмными 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.

В данной работе анализируются конструктивные решения и принцип действия пневмогидроустройств в работе механизмов стыковки и отвода.

Рассматриваются особенности:

- пневмоприводов, позволяющие выполнить основное требование к процессу отвода — обеспечение требуемого темпа отвода для исключения соударения отводимых частей механизма с бортом стартующей РН;
- гидродемпферов, обеспечивающих плавное движение без рывков с постоянной скоростью в зоне стыковки;
- пневмоподвесок, позволяющих сопровождать поднимающуюся РН на определенное расстояние до расстыковки соединения без превышения величины

допустимых нагрузок, передаваемых от механизма с коммуникациями на борт РН;

- гидробуферов, применяемых для торможения движущихся частей и гашения их кинетической энергии на конечном участке отвода.

Резюмируя вышесказанное, следует отметить, что пневмогидроустройства находят свое применение практически на каждом этапе функционирования механизмов стыковки и отвода. А предъявляемые к работе и конструкциям этих устройств требования приводят к разнообразию их конструктивных исполнений.

### **ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ НАЗЕМНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ КОМПЛЕКСОВ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ ПРИ ЗАПУСКАХ С КОСМОДРОМА «ВОСТОЧНЫЙ» В СОСТАВЕ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ТЯЖЁЛОГО КЛАССА**

**С.А. Богданов, В.Ф. Герастовский, murashov@niiks.com**  
**В.П. Коновалов, А.Т. Куцевалов,**  
**А.С. Макатров, А.А. Мурашов, В.С. Чаплинский**

«НИИ космических систем имени А.А. Максимова» — филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Королёв

Создание восточного космодрома для обеспечения запусков ракет космического назначения (РКН) различного класса, включая РКН тяжёлого класса (ТК), а в перспективе и сверхтяжёлого класса (СТК), тянет за собой необходимость учёта особенностей географического расположения космодрома. А также характера траекторий выведения космических аппаратов (КА) на низкие, геостационарные (ГСО), геопереходные (ГПО) и отлётные (к Луне и другим планетам) орбиты при разработке наземных измерительных комплексов (НИК) разгонных блоков (РБ) и комплексов средств измерений, сбора и обработки информации (КСИСО) по ракетам-носителям (РН).

Анализ показал, что достигнутый в стране научно-технический задел по средствам и технологиям управления, информационно-телеметрическому и навигационно-баллистическому обеспечению (ИТО, НБО) может и должен служить основой для создания НИК РБ и КСИСО РКН для космодрома «Восточный».

Активный участок траектории выведения РН (для наклона  $i=51,6$  градусов) может быть обеспечен измерениями с наземного пристартового командно-измерительного пункта (КИП) и дополнительно создаваемого КИП на острове Сахалин или КИП в районе Комсомольска-на-Амуре, а также имеющегося корабельного пункта «Маршал Крылов».

При создании НИК РБ необходимо использовать средства, входящие в наземный автоматизированный комплекс управления (НАКУ) КА, принадлежащий Минобороны, НАКУ КА научного и социально-экономического назначения (НСЭН), входящий в систему Роскосмоса.

Однако этого недостаточно для контроля полёта РБ в режиме реального времени.

Анализ наблюдаемости траекторий полёта РБ при выведении КА на ГСО и ГПО показал, что первое включение маршевого двигателя (МД) РБ, полёт орбитального блока по опорной орбите, второе включение МД РБ и часть переходной орбиты находятся вне зоны радиовидимости средств НИК. Это требует обязательного привлечения каналов многофункциональной космической системы ретрансляции (МКСР) для приёма телеметрической информации (ТМИ) с РБ вне ЗРВ наземных пунктов НИК и увеличения энергетических характеристик радиоканала РБ-СР.

Для обеспечения измерений на отлётных траекториях в беспилотном или пилотируемом варианте РБ должен функционировать до окололунных расстояний, что потребует управления РБ с Земли для коррекции его движения с передачей команд и установок. Перспективным вариантом для достижения требуемой энергетики и скорости передачи информации является привлечение средств наземного комплекса управления (НКУ) дальнего космоса: командно-измерительных систем типа «Спектр-Р» и «Фобос», работающих в X-диапазоне частот. При этом связь с РБ может осуществляться через выводимый пилотируемый или беспилотный корабль, требующий постоянной или периодической связи с наземным центром.

Структура НИК и характеристики его средств освещены в докладе.

## **МОДЕЛИ И ОЦЕНКИ АВАРИЙНОСТИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ, РАЗГОННЫХ БЛОКОВ И ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ И СОВЕРШЕНСТВОВАНИЮ МЕТОДИЧЕСКОГО И ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ И БЕЗОПАСНОСТИ**

**В.Д. Куреев, Л.С. Медушевский, Ю.А. Соколов, А.А. Кузьмич**

«НИИ космических систем имени А.А. Максимова» — филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Королёв

В докладе рассматриваются модели и оценки аварийности ракет-носителей и предложения по разработке и совершенствованию методического и программного обеспечения надежности и безопасности пусков ракет космического назначения.

Приводятся модели и полученные с их использованием оценки аварийности широкого класса отечественных и зарубежных ракет-носителей и разгонных блоков.

Для оценки уровня и тенденций изменения уровня аварийности РН разработаны модели — плотности и функции распределения числа отказов РН за определенный период.

Рассмотрена динамика наступления отказов и основные особенности наступления отказов РН «Союз-У», «Протон-К, М», «Молния-М», «Космос-ЗМ», «Дельта», «Атлас-Центавр», РБ «Бриз-М», «ДМ».

Сделан вывод о том, что рассмотренные модели целесообразно использовать при разработке ПОН, ПОБ и рекомендаций по повышению разрабатываемых изделий.

Приводятся обобщенные данные по используемым моделям, методам и методикам оценки и контроля надежности и безопасности, разработанным для эксплуатируемых и проходящих летные испытания РКН ГКНПЦ им. М.В. Хруничева: РН «Протон-М», РБ «Бриз-М», РН «Ангара-1.2», «Ангара-А3», «Ангара-А5».

Рассматриваются методологические аспекты формирования критериальной базы оценки и контроля безопасности и безаварийности подготовки, пуска и выведения КА ракетой-носителем с разгонным блоком, а также методики оценки показателей безопасности и безаварийности при подготовке к пуску РН с РБ.

Приводятся сведения о программном обеспечении надежности и безопасности пусков ракет космического назначения, применяемом в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева по состоянию на 2015 год.

На основе анализа представленных материалов делаются выводы и даются предложения по направлению дальнейшего совершенствования методического и программного обеспечения надежности и безопасности пусков ракет космического назначения.

### ПЕРСПЕКТИВЫ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОТОЛЕТНОГО ПОДХОДА ПРИ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКЕ НАНОСПУТНИКОВ

С.В. Павлов, В.Д. Куреев, Ю.А. Соколов

«НИИ космических систем имени А.А. Максимова» — филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Королёв

В докладе рассмотрены состав и структура системы «Союз-Сат», основные характеристики планируемых к изготовлению научно-образовательных наноспутников «Союз-Сат-Нано», а также перечень космических экспериментов с их использованием.

Одним из основных этапов подготовки наноспутников «Союз-Сат-Нано» к целевому использованию является этап наземной экспериментальной отработки. При этом, учитывая единичный характер изготавливаемых образцов наноспутников, в его основу предполагается положить протолетный подход.

В докладе представлена планируемая схема реализации протолетного подхода при наземной отработке наноспутников «Союз-Сат-Нано», которая предполагает проведение квалификационных испытаний на единственном изготавливаемом летном образце наноспутника.

Отмечено, что появлению протолетного подхода способствовали следующие факторы:

- накопление знаний и опыта в области расчетов конструкций КА, подкрепленных большим количеством экспериментальных данных;
- появление мощных программных комплексов моделирования конструкции и расчета прочности;
- интенсивный рост производительности вычислительных средств (персональные компьютеры, кластеры);
- накопление знаний и опыта в области космического материаловедения;
- отработанность технологических процессов производства и стабильность свойств применяемых в КА материалов.

Приводятся результаты анализа преимуществ и недостатков протолетного подхода.

Показано, что в качестве основных преимуществ реализации протолетного подхода в интересах наноспутников «Союз-Сат-Нано» следует считать:

- минимизацию риска производственных отказов за счет проведения всех наземных испытаний на летном образце;
- снижение материальных затрат по сравнению с традиционным подходом, требующим изготовления нескольких (как правило, 7 и более) испытываемых образцов, в последующем не идущих в лет.

Все это вместе позволит получить следующий положительный эффект:

- снижение затрат времени и ресурсов;
- снижение риска производственных и конструкторских отказов;
- прогнозирование времени отказа и исчерпания ресурса каждого образца;
- сохранение техники при внезапных сбоях и нештатных ситуациях, требующих принятия мер на борту;
- получение фактических данных по условиям нештатных ситуаций на борту с учетом факторов космического пространства и условий испытаний и функционирования;
- реализация и проверка адаптивных и самообучающихся алгоритмов управления функционированием;
- приобретение опыта внедрения нанотехнологий;



- передача опыта обеспечения надежности и управления рисками, накопленного в ракетно-космической промышленности, студентам российских и белорусских вузов.

## **ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ ОБЪЕКТОВ НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РАНЖИРОВАННЫХ СЕТЕВЫХ МОДЕЛЕЙ И МЕТОДОВ РАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ**

**М.Ю. Ерофеев, Л.И. Попов**

«НИИ космических систем имени А.А. Максимова» — филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Королёв

Объекты наземной космической инфраструктуры (НКИ) содержат, как правило, большое число элементов. В этих условиях обеспечить требуемые характеристики работоспособности системы путем улучшения качества одновременно всех элементов вряд ли возможно, прежде всего по экономическим причинам. Однако очевидно, что различные элементы в системе играют далеко не одинаковую роль, их отказы могут приводить к разным по степени влияния на состояние системы последствиям. Поэтому естественным является стремление сосредоточить усилия на совершенствовании методов определения состава контролируемых элементов, играющих в обеспечении работоспособности системы наиболее важную роль. С целью выявления роли конкретных элементов (и их различных комбинаций) в обеспечении работоспособности всей системы применяются специальные показатели. Наиболее широко распространены два из них — структурная важность элемента и критичность отказа элемента.

В соответствии с ГОСТ 27.310-95 каждому элементу НКИ может быть присвоена категория тяжести последствий отказов. В зависимости от вероятности появления отказа можно произвести ранжирование отказов.

Присвоение каждому элементу НКИ ранга является задачей, которую приходится решать в условиях отсутствия полной информации об элементах. По мере накопления и систематизации информации об элементах НКИ появляется возможность решать задачу ранжирования с большей точностью. Большое значение имеет правильная организация сбора, хранения, систематизации и анализа информации.

Для повышения эффективности организации сбора, хранения, систематизации и анализа информации об элементах НКИ целесообразно использовать электронные базы данных с возможностью масштабирования (деталь узел агрегат система совокупность систем и агрегатов).

Элементы НКИ, выведенные из эксплуатации по истечении назначенного ресурса, как правило, утилизируются, несмотря на то что содержат в себе ценную информацию о своем состоянии. Целесообразно применять разрушающий контроль элементов НКИ, выведенных из эксплуатации для получения и накопления информации о рассеивании сроков службы и выяснении причин потери работоспособности элементов НКИ.

Полученная при помощи разрушающего контроля информация может использоваться для уточнения технического ресурса и вероятности отказа элемента НКИ, что позволяет точнее решать задачу ранжирования элементов НКИ того же типа.

Необходимость периодического исследования МНК и восстановления работоспособности элементов НКИ ставит перед эксплуатационниками очень сложную задачу выбора периодов времени между Р и ТО и установления их объемов.

Периодичность исследования МНК и ремонта элемента НКИ в основном определяет содержание ремонтных работ, так как в зависимости от срока службы детали или узла они будут включаться в соответствующий текущий ремонт. Однако решение о включении данной детали в тот или иной ремонт осложняется тем, что возникает рассеивание сроков службы, которое приводит к недоиспользованию потенциальной долговечности детали или к возрастанию вероятности отказа в межремонтный период.

Используя методы структурного и функционального анализа взаимосвязи элементов НКИ, при эксплуатации можно построить сетевую модель функционирования объекта НКИ, в которой каждому элементу соответствует определенный элемент НКИ.

Присваивая каждому элементу в сетевой модели ранг, получаем ранжированную сетевую модель по критичности и вероятности отказов элементов. С помощью данной модели можно разделить участки пути по степени их критичности, что, в свою очередь, позволит выбрать оптимальные варианты стратегии исследования МНК для элементов или групп элементов НКИ.

Выбор оптимального варианта стратегии исследования МНК существенно влияет на показатели надежности и эффективности эксплуатации объектов НКИ. Предлагается при обосновании состава контролируемых элементов учитывать их влияние на своевременность выполнения технологических операций.

Использование ранжированных по критичности и вероятности отказов сетевых моделей для выбора оптимальных вариантов стратегий ремонтных работ, применение МНК для мониторинге состояния объектов НКИ, а также применение разрушающего контроля для получения и накопления информации о рассеивании сроков службы и выяснении причин потери работоспособности элементов НКИ позволяют повысить эффективность системы неразрушающего контроля объектов наземной космической инфраструктуры.

### **ЗАДАЧИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ МЕТОДОВ СТАТИСТИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ НАДЕЖНОСТИ ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПРИ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКЕ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**В.Б. Рудаков, В.М. Макаров**

«НИИ космических систем имени А.А. Максимова» — филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Королёв

Автоматические космические аппараты (АКА) характеризуются повышенной сложностью и высокой стоимостью их создания, производства и эксплуатации. Потеря космического аппарата при его выведении на расчетную орбиту или сокращение срока его активного существования вследствие аварийной ситуации может приводить к финансовым потерям, исчисляемым сотнями миллионов долларов США. Поэтому особую актуальность приобретает задача обеспечения надежного функционирования как АКА в целом, так и всех его систем, вплоть до отдельных электронных элементов. Для этого на практике используются различные методы, основанные на применении традиционных методов математической статистики.

Статистические методы контроля можно подразделить на следующие виды:

- контроль по альтернативному или количественному признакам;
- разрушающий и неразрушающий;
- одноступенчатый, двухступенчатый, многоступенчатый;
- последовательный (как частный случай многоступенчатого);

- гибкие методы контроля, построенные на учете экономических факторов.

Проведенный анализ основных существующих методов статистического контроля надежности и технических параметров изделий АКА и возможности их использования на этапе наземной отработки показал, что характерным для этих методов является следующее:

- методы не учитывают иерархию изделий АКА, существующие взаимосвязи между уровнями иерархии и ориентированы на значительные объемы статистических данных, которые при отработке изделий отсутствуют;
- в редких случаях, когда использование этих методов возможно, в результате получаются большие объемы контролируемых выборок, которые соизмеримы, а иногда и превышают размеры партий изделий АКА нижних иерархических уровней;
- используются различные целевые функции для планирования и проведения контроля показателей и технических характеристик элементов и электронных изделий АКА, что не позволяет получить однозначного решения;
- не учитывается изменение накопленной статистической информации об их надежности и технических параметрах, т. е. задача планирования и проведения контроля решается в статике;
- не учитывается влияние условий космического пространства на надежность электронных компонентов и систем АКА;
- не учитывается тот факт, что для подтверждения заданных требований к показателям и техническим параметрам электронных элементов и изделий в целом их наземные испытания при отработке должны быть форсированными, поскольку именно в наземных условиях необходимо подтвердить, что АКА будет безотказно функционировать в космическом пространстве при отсутствии возможности восстановления в течение длительного срока активного существования;
- все методы статистического контроля рассматривают партии и выборки только одинаковых изделий, в то время как при наземной отработке электронных изделий АКА реально присутствуют совокупности разных изделий;
- при выборочном контроле доли дефектных изделий в партии при использовании существующих методов предполагается, что контроль каждого изделия выборки является абсолютно достоверным; следовательно, вероятностные ошибки 1-го и 2-го рода (риски 1-го и 2-го рода), возникающие при контроле, связаны с тем, что контролируется не вся партия изделий, а только выборка.

Показано, что гибкие методы контроля, построенные на учете экономических факторов, являются более перспективными по сравнению с другими рассмотренными методами, т. к. позволяют на их основе создать математические модели контроля, учитывающие наличие многочисленных функциональных связей между элементами в иерархической структуре изделий АКА.

В результате проведенных исследований установлено, что для совершенствования методов статистического контроля и использования их при наземной экспериментальной отработке АКА необходимо решить следующие задачи:

- разработать математические модели оптимизации иерархического контроля электронных изделий АКА при отработочных испытаниях;
- разработать математические зависимости для оценки априорных и апостериорных рисков 1-го и 2-го рода при иерархическом контроле электронных элементов, изделий АКА и их совокупностей;
- провести исследование свойств математических моделей и разработать алгоритм оптимизации иерархического контроля электронных элементов, изделий АКА и их совокупностей при отработочных испытаниях;

- провести анализ влияния факторов космического пространства на работоспособность электронных элементов и изделий АКА и разработать алгоритм выбора взаимосвязанных режимов их испытаний на основе обобщения результатов асимптотической теории форсированных испытаний;
- разработать методику оптимизации иерархического контроля электронных изделий АКА при отработочных испытаниях в форсированных режимах и практические рекомендации по ее использованию.

Решение вышеперечисленных задач позволит повысить контроль качества при наземной отработке АКА с одновременным снижением финансовых и временных издержек.

### **АЛГОРИТМ СИСТЕМЫ ДИАГНОСТИКИ И КОНТРОЛЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ВОЗВРАЩАЕМОГО РАКЕТНОГО БЛОКА**

**В.Н. Нестеровский, В.Г. Власенко**

КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

Диагностирование технического состояния наряду с прогнозированием работоспособности систем и агрегатов является ключевой задачей при создании многоэтапных ракетно-космических систем.

Основной задачей системы диагностики и контроля технического состояния (СДИКТС) возвращаемого ракетного блока (ВРБ) является поддержание работоспособности объекта до момента времени, при котором затраты на поддержание работоспособности начинают превышать заданную величину.

На эксплуатируемый по техническому состоянию возвращаемый ракетный блок (ВРБ), на котором выполняются в установленном объеме работы по техническому обслуживанию, ресурс до первого ремонта и межремонтный не устанавливаются. Взамен планового капитального ремонта выполняются работы по техническому обслуживанию. При этом составные части ВРБ эксплуатируются по состоянию, за исключением ограниченной номенклатуры изделий, эксплуатируемых по ресурсу.

Оценка технического состояния должна осуществляться как бортовыми, так и наземными средствами системы диагностики и контроля технического состояния.

Бортовая аппаратура системы диагностики и контроля технического состояния ВРБ выполняет функцию оперативного (в реальном масштабе времени) контроля технического состояния особо ответственных бортовых систем, оборудования и агрегатов (кроме маршевых ЖРД).

Наземная аппаратура системы диагностики и контроля технического состояния предназначена для автоматизированной обработки полного объема исходной телеметрической информации, выявления отказов, формирования перечня регламентных работ с ограниченным объемом агрегатов и комплектующих, эксплуатируемых по ресурсу, а также прогнозирования показателей надежности (вероятности отказа) бортового оборудования в следующем полёте.

Разработанный алгоритм функционирования системы диагностики и контроля технического состояния возвращаемого ракетного блока позволяет формировать идеологию диагностики и прогнозирования работоспособности систем и агрегатов ВРБ в едином формате.

## **РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ РЕЖИМА ПОДОГРЕВА ПРИ КОНТАКТНО-СТЫКОВОЙ СВАРКЕ ПРЕССОВАННЫХ ПРОФИЛЕЙ БОЛЬШОГО СЕЧЕНИЯ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ**

**П.Ю. Вуколов, Г.А. Меньшиков**

**vukolov154@yandex.ru**

Ракетно-космический завод ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

При производстве силовых шпангоутов летательных аппаратов применяется стыковая контактная сварка оплавлением (Ксо) прессованных профилей из алюминиевых сплавов.

Процесс сварки включает несколько стадий: предварительное оплавление, подогрев методом сопротивления, оплавление, осадка, проковка.

Формирование соединения происходит на этапе осадки, все остальные этапы являются подготовительными. Осаживаемые торцы деталей должны быть нагреты до температуры 400...450 °С и иметь относительно ровный рельеф оплавляемых поверхностей. Нагрев торцов деталей до подобной температуры невозможен без применения предварительного подогрева.

От корректности выбора режима подогрева зависят характер оплавления и температура торцов заготовок перед осадкой. Практически подбор режима затруднен ограниченным количеством образцов для сварки и необходимостью постоянного применения средств контроля температуры. В связи с этим целесообразно применение различных математических моделей для расчета температуры деталей на этапе подогрева.

Моделирование проводилось методом конечных элементов при помощи специализированных программных пакетов. При расчете нагрева при сварке сопротивлением используется схема неограниченного стержня, нагреваемо равномерно распределенным неизменяющимся током и мгновенным плоским приконтактным источником. Мгновенный плоский приконтактный источник представлен в виде теплового потока на торец, нагрев за счет собственного сопротивления представим в виде множества равномерно распределенных точечных источников теплоты.

Было опробовано несколько режимов подогрева и выбран наиболее подходящий. После сварки с применением термопар режим был незначительно скорректирован. Качество сварки подтверждено изломом поверхности соединения.

Таким образом, можно подобрать ориентировочные значения параметров подогрева и уточнить их при помощи 1-2 опытных сварок, что значительно сокращает расходы при подборе режима для нового профиля.

## **ПРЕИМУЩЕСТВА ВНЕДРЕНИЯ БЕРЕЖЛИВОЙ ПРОИЗВОДСТВЕННОЙ СИСТЕМЫ В ПРОИЗВОДСТВО РКТ**

**В.И. Целимбаева**

Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева

Бережливое производство – концепция организации деятельности, ориентированная на создание привлекательной ценности для потребителя путем формирования непрерывного потока создания ценности с охватом всех процессов организации и их

постоянного совершенствования через вовлечение персонала и устранения всех видов потерь.

Безусловно, преимущества внедрения бережливого метода в производство ракетно-космической техники (РКТ) должно быть результатом реализации проекта, приносящего прибыли от вложения времени и ресурсов, необходимых для проведения изменений.

В докладе предлагаются обоснованные причины и, как следствие, преимущества, согласно которым производители РКТ должны стремиться перейти на бережливую производственную систему.

Реализация бережливого производства обуславливает постоянное развитие компании, основанное на процессе непрерывного улучшения. В связи с этим в качестве начала принятия решения о создании бережливого производства предлагается провести стратегический анализ бизнеса (Strategic Business Analysis, SBA).

### **ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СУПЕРКОМПЬЮТЕРОВ И КВАНТОВЫХ КОМПЬЮТЕРОВ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОИЗВОДСТВА**

**Л.С. Раткин**

**rathkeen@bk.ru**

Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»,  
ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН

В ракетно-космической индустрии ряда стран применяются суперкомпьютеры и квантовые компьютеры для повышения эффективности функционирования производства для создания нового поколения средств и систем. В частности, на проведенном с 13 по 17 июля 2015 года Третьем Международном квантовом форуме в Москве был подтвержден факт использования квантовых компьютеров канадской компании «D-Wave Systems» для проектирования отраслевой продукции в аэрокосмической отрасли компанией «Локхид Мартин» для стран НАТО. Более того, на форуме были представлены другие примеры применения квантовых компьютеров за рубежом, повышающие эффективность расчетов на 2–3 порядка! Для повышения эффективности производства в ракетно-космической отрасли России также необходимо внедрение квантовых компьютеров, что предполагает постановку соответствующих задач.

В докладе рассмотрены этапы (математические модели) построения цепочек «ресурсы-производство-продукция», «продукция-экспертиза-оценка», «оценка-управление-воздействие», «воздействие-адаптация-корректировка», а также контура «производство – экспертиза – управление – адаптация». Обоснована необходимость применения квантовых компьютеров на вычислительных кластерах ракетно-космических предприятий.

Корпоративная стратегия управления (КСУ) ракетно-космическими комплексом предприятий существует способствуя развитию российских регионов и отраслей. Для дальнейшего развития российской экономики необходима консолидация производственных ресурсов и интеграция научного потенциала, а также интенсивное развитие высокотехнологичных производств. Предложенный принцип композиции сложной системы применим для моделирования процессов управления ракетно-космическими предприятиями в условиях ограниченного финансирования.

По аналогии с корпоративными структурами, допустимо также рассмотрение в качестве открытых систем отраслей и регионов. Возможно использование защищенной патентом на изобретение авторской разработки для обработки информации на суперкомпьютерах и квантовых компьютерах.

## **ИМПОРТОЗАМЕЩАЮЩАЯ СТЕГАНОГРАФИЧЕСКАЯ ТЕХНОЛОГИЯ УСТРАНЕНИЯ СКРЫТЫХ ВНУТРЕННИХ И ВНЕШНИХ ПРОТИВОРЕЧИЙ (ОШИБОК) В ПРОГРАММНОМ КОДЕ ДЛЯ СОГЛАСОВАННОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ЧЕРЕЗ КОСМИЧЕСКОЕ НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ВОЗДУШНЫХ, НАЗЕМНЫХ, ПОДЗЕМНЫХ, НАДВОДНЫХ И ПОДВОДНЫХ РОБОТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ**

**Л.С. Раткин**

**rathkeen@bk.ru**

Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»,  
ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН

Для согласованного взаимодействия роботизированных систем, прежде всего, необходимо устранить скрытую внутреннюю и внешнюю противоречивость частей программного кода. Для определения степеней внутренней и внешней непротиворечивости рассматриваются два принципа. На основании вводимой унарной операции осуществляется вычисление степени внутренней непротиворечивости для одного блока программного кода (принцип 1), также вычисляются степени внешней непротиворечивости между двумя внутренне непротиворечивыми блоками программного кода с помощью определяемой бинарной операции (принцип 2). Основное различие двух принципов состоит в подборе блоков программных кодов, поскольку в первом случае выбирается один блок (содержащий возможное внутреннее противоречие, как минимум, одно), во втором – выбираются два блока (предположительно противоречащих друг другу). Для определения степени внешней непротиворечивости для большой группы блоков программных кодов с применением СУБД необходима разработка иного принципа, отличного от первых двух (назовём его принципом 3).

В докладе представлены принципы определения скрытой внутренней и внешней противоречивости в программном коде роботизированных космических систем и замечания о различии принципов определения степени непротиворечивости текстовых блоков программных кодов.

На основе представленной методики предлагается построение экспертных программных компиляторов нового поколения – мультиверсионных автоматизированных комплексов для оптимизации программного кода роботизированных комплексов для разных сред. С помощью данной методики также предлагается проведение регулярных аналитических исследований программного рынка с созданием Хранилища данных с оптимизацией времени ответа на запрос и оперативным доступом к информации в распределённой сети промышленных вычислительных кластеров предприятий ракетно-космического комплекса РФ. Эта система, в свою очередь, может входить в состав Комплексной интегрированной трансрегиональной межотраслевой информационной системы поддержки принятия решений по предприятиям Российской Федерации.

Важным практическим результатом в ходе проведенной работы стало получение автором патента на изобретение в РФ, аналогами которого на момент подачи, по результатам проверки в ФИПС российских и зарубежных патентных баз данных, было всего шесть изделий, из них одно – производства «Sun Microsystems» и два – «Microsoft Corporation». У всех шести аналогов категория ссылочных документов «А», определяющая общий уровень техники и не считающаяся особо релевантной. После этого автором начата процедура зарубежного патентования. В частности, получен патент в ФРГ на импортозамещающую разработку.



## ОБЪЕКТЫ НАЗЕМНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

### РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПРИ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ УНИВЕРСАЛЬНОГО СТАРТОВОГО КОМПЛЕКСА КРК «АНГАРА»

**Т.О. Абдурашидов, А.Б. Бут,  
А.В. Кузнецов, С.Н. Фатеев, А.В. Осипов**

**mail@niisk.ru**

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – НИИ стартовых комплексов им. В.П. Бармина, г. Москва

Создание нового космического ракетного комплекса «Ангара» с применением новых конструкций и схемных решений потребовал от разработчиков проведения полного комплекса работ по определению газодинамических нагрузок при старте перспективных РКН.

В рамках работ по КРК «Ангара» были проведены многочисленные стендовые экспериментальные исследования по определению всего комплекса газодинамических нагрузок на РКН «А5» и ПУ при старте. Испытания проводились на стендах отрасли ТТ, ПВК, УВ-102 (ФГУП ЦНИИмаш), УТТС, ГУС МВС (ФКП «НИЦ РКП»).

По результатам данных исследований были выданы прогнозируемые уровни по всем видам нагрузок, действующих на РКН при ее старте (квазистационарные газодинамические, ударно-волновые, акустические, тепловые). Данные результаты позволили дать заключение о допуске РКН к летным испытаниям в части газодинамики старта.

Пусковая установка КРК «Ангара» оснащена системой измерений газодинамических параметров в период старта РКН. Данная система предназначена для подтверждения безопасности пуска РКН и контроля нагрузок, которые приходят как на РКН, так и на ПУ.

Данные, полученные с летных испытаний, в основном подтвердили прогнозируемые уровни нагрузок, а также позволили уточнить значения некоторых видов нагрузок.

Данные результаты позволяют обобщить полученный ранее опыт в части экспериментальных исследований, а также используются для оптимизации расчетных методик, которые активно внедряются в процесс проектирования пусковых установок и определения газодинамических условий старта.



## **ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ЛЕТНЫМИ ДАННЫМИ РЕЗУЛЬТАТОВ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ, АКУСТИЧЕСКИХ, УДАРНО-ВОЛНОВЫХ И ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ ПРИ СТАРТЕ КРК «АНГАРА» С КОСМОДРОМА ПЛЕСЕЦК**

**Т.О. Абдурашидов<sup>1</sup>, А.Б. Бут<sup>1</sup>, С.Н. Фатеев<sup>1</sup>  
А.В. Сафронов<sup>2</sup>, А.А. Казаков<sup>2</sup>,  
С.Н. Шипилов<sup>2</sup>, Т.В. Шувалова<sup>2</sup>**

**Safronov@tsniimash.ru**

<sup>1</sup>Филиал ФГУП ЦЭНКИ – НИИстартовых комплексов им. В.П. Бармина, г. Москва

<sup>2</sup>ФГУП ЦНИИмаш, г. Королев

В обеспечение создания РКН семейства «Ангара» в период 2000-2014 г.г. проведены следующие исследования газодинамики старта.

При методическом руководстве ЦНИИмаш, совместно с разработчиками РН (КБ «Салют») и СК (КБТМ) обоснована газодинамическая схема старта, разработаны КПЭО, программы и методики, ТЗ на газодинамические модели с определением составов, масштабов моделей, объемов испытаний и измерений.

Проведено 600 испытаний на маломасштабной стендовой базе ЦНИИмаш на полносистемных моделях масштаба М 1:30 и фрагментной модели М 1:11 с вновь созданной цифровой системой регистрации квазистационарных и акустических параметров. Проведены испытания на открытом ТТ стенде ГУС МВС М1:30 (10 испытаний) и крупномасштабных испытаний на стенде УТТС М 1:5 (14 испытаний) ФКП «НИЦ РКП».

Проведены обработка результатов измерений, их анализ и пересчет на натурные условия с помощью вновь разработанных методов математического моделирования газодинамики струйных течений и ударно-волновых процессов, инженерных методик расчета акустических полей, тепловых нагрузок и прогревов конструкций при старте.

Определены газодинамические, акустические, ударно-волновые и тепловые нагрузки на РН и ПУ при всевозможных траекторных ситуациях.

Все предложенные рекомендации внедрены на натурном комплексе.

Итоговый анализ результатов показал достаточность состава и объема проведенных расчетно-экспериментальных исследований, что позволило выдать положительное заключение ЦНИИмаш на допуск к летным испытаниям РН «Ангара-А5», «Ангара-1.2ПП» и «Ангара-1.2», стартующих с разработанной конструкции ПУ, в части газодинамики старта.

Успешные пуски РН «Ангара-1.2» и «Ангара-А5» с космодрома «Плесецк» подтвердили конструктивные решения и уровни газодинамического нагружения РН и ПУ при старте.

Литература

1. Руководство для конструкторов. Газодинамика старта изделий РКТ. Т.2, книга 2.3. ФГУП ЦНИИмаш. Королев 2010 г.

### **РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ, АКУСТИЧЕСКИХ, УДАРНО-ВОЛНОВЫХ И ТЕПЛОВЫХ НАГРУЗОК ПРИ СТАРТЕ РКН «АНГАРА» С РАЗЛИЧНЫХ ВАРИАНТОВ СТАРТОВЫХ СООРУЖЕНИЙ КОСМОДРОМА «ВОСТОЧНЫЙ» С МОДЕЛИРОВАНИЕМ ВОДОПОДАЧИ ДЛЯ СНИЖЕНИЯ НАГРУЗОК НА УСТАНОВКАХ ЦНИИМАШ**

**Т.О. Абдурашидов<sup>1</sup>, А.Б. Бут<sup>1</sup>,  
А.А.Казаков<sup>2</sup>, Р.Ю. Гусев<sup>2</sup>, С.Н.Шипилов<sup>2</sup>, Т.В.Шувалова<sup>2</sup>,  
А.В. Сафронов<sup>2</sup> Safronov@tsniimash.ru**

<sup>1</sup>Филиал ФГУП ЦЭНКИ – НИИ стартовых комплексов им. В.П. Бармина, г. Москва

<sup>2</sup>ФГУП ЦНИИмаш, г. Королев

В работе обобщены результаты исследований в 2012-2015 гг газодинамики старта РКН «Ангара-А5» с космодрома «Восточный», проведенные на установках ПВК и УВ-102 ЦНИИмаш на моделях РН и различных вариантах ПУ М1:30 без водоподачи и с моделированием водоподачи.

Подтверждена работоспособность вновь разрабатываемой конструкции ПУ с измененным профилем газохода стартового сооружения (в сравнении с профилем газохода для РКН «Ангара» на космодроме «Плесецк») в части полноты отвода газовых струй от РКН.

При моделировании работы внутрискрупуной системы водоподачи с расходом воды  $G = 2,1 \div 2,5$  кг/с на стенде ПВК в газоходе модели ПУ обеспечивается требуемая по условиям моделирования температура парогазовой смеси - (1000-1200) К. Нормированные третьоктавные спектры шума на модели РН, при расходах воды  $G=2.1 \div 2.5$  кг/с слабо зависят от высоты подъема модели РН, при этом спектры и суммарные уровни шума близки к этим характеристикам без водоподачи.

Водоподача существенно не влияет на максимальное избыточное разрежение на днище РН и в проеме пускового стола, при этом имеется снижение давления в пятнах струй до 4-х раз и разрежения на боковой стенке газохода до 20%. Ввод воды в струи модели ДУ при начальных высотах подъема модели РКН приводит к снижению уровней тепловых потоков на газоотражателе и днище газохода в 4-5 раз, на боковые стенки газохода – в 2-3 раза. При дальнейшем подъеме модели РКН, снижение тепловых потоков на основные элементы газохода ПУ при работе системы водоподачи составляет 1,5-2,5 раза. Длины верхних перекрытий существенно не влияют на уровни тепловых нагрузок на элементах ПУ.

Водоподача снижает уровни ударно-волновых давлений (УВД) в 2-3 раза, при этом величины УВД на РН для СК обоих космодромов (из исследованных проектов СК) близки. Работа выполнена при частичной поддержке гранта РФФИ № 14-08-01149.

Литература

1. Абдурашидов Т.О., Бут А.Б., Сафронов А.В., Хотулев В.А., Шувалова Т.В. Обоснование газодинамической схемы стартового комплекса пилотируемых ракет-носителей типа «Ангара» на космодроме «Восточный». Труды XXXVII академических чтений по космонавтике. Москва, январь 2013 г.

## **МАТЕМАТИЧЕСКИЕ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНЫЕ МОДЕЛИ КВАЗИСТАЦИОНАРНЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ И ИМПУЛЬСНЫХ УДАРНО-ВОЛНОВЫХ ПРОЦЕССОВ ПРИ СТАРТЕ МНОГОБЛОЧНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ**

**М.О. Кравчук, Н.Ф. Кудимов, Н.А. Рухлов,  
А.В. Сафронов**

**Safronov@tsniimash.ru**

ФГУП ЦНИИмаш, г. Королёв

Представлена математическая модель газодинамики старта многоблочной РКН типа «Ангара-А5». Модель основана на численном решении осредненных уравнений Навье-Стокса с адаптированной моделью турбулентной вязкости, с учетом химического состава и догорания истекающих газов. Подход включает в себя верификацию математической модели (адекватность численной схемы, сходимость по сетке, граничным и начальным условиям), валидацию путем сравнения результатов расчетов с модельными испытаниями и далее численный прогноз натуральных условий. Результаты расчетов существенно дополняют экспериментальные данные в градиентных зонах и отображают структуру течения. Показано, что для натуральных условий догорание существенно влияет на температуру газа. Рассмотрено влияние подъема РН на величину эжекционных токов в стартовом проёме.

- Для исследования ударно-волновых процессов при старте необходимо моделирование полной циклограммы выхода ДУ на режим, которое выполнить на импульсных моделях крайне трудно.
- В представленной расчетной методике, задается полная циклограмма выхода на режим натурального двигателя, включая выход на главную ступень тяги, с учетом разновременности запуска ДУ блоков РН.
- Экспериментальные исследования проводились на газодинамической установке ПВК (рабочее тело – керосин-воздух) и на импульсной ударно-волновой установке УВ-102 (рабочее тело – кислород-водород-азот) ФГУП ЦНИИмаш. Расчетные исследования проводились с применением суперкомпьютера ЦНИИмаш при числе ячеек разностной сетки до 30 млн.
- Применение подхода дает возможность снизить объем экспериментальной отработки, при проектировании и оптимизации ракетно-стартовых систем, с одновременным повышением точности пересчета модельных данных на натурные условия.

Работа выполнена при частичной поддержке гранта РФФИ №14-08-01149.

Литература

1. Кравчук М.О., Кудимов Н.Ф., Сажин Д.С., Сафронов А.В. Результаты расчетно-экспериментальных исследований взаимодействия реактивных сверхзвуковых струй с преградой. Космонавтика и ракетостроение, 2015, №2.
2. Кравчук М.О., Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В. Вопросы моделирования турбулентности для расчёта сверхзвуковых высокотемпературных струй // Труды МАИ. ISSN: 1727-6924, № 82.

### **МОДЕЛЬ ВОДОПОДАЧИ ДЛЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ СНИЖЕНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ И АКУСТИЧЕСКИХ НАГРУЗОК ПРИ СТАРТЕ НА УСТАНОВКЕ КЕРОСИН–ВОЗДУХ ПВК ЦНИИМАШ**

**С.Э. Иванов, О.Н. Кудрявцев,  
А.В. Сафронов,  
Т.В. Шувалова, Н.Ф. Чучкевич**

**Safronov@tsniimash.ru**

ФГУП ЦНИИМаш, г. Королёв

Отработка газодинамики старта проводится с помощью масштабных моделей РН и ПУ. Модель РКН представляет собой конструкцию, геометрически моделирующую в масштабе первую ступень ДУ и имитирующую корпус РКН. Модель ПУ представляет собой конструкцию, геометрически моделирующую в масштабе газоход с газоотражателем и пусковой стол.

Для экспериментальных исследований снижения газодинамических и акустических нагрузок при старте РН путем подачи воды в струи продуктов сгорания ДУ, в ЦНИИМаш разработана и смонтирована система водоподачи на установке ПВК (подогретый воздух-керосин). Разработана методика моделирования подачи воды в струи ДУ, обеспечивающая температуру пароводяной смеси на модели стартового сооружения, близкую к натурной.

Подача воды с требуемым расходом обеспечивается созданием соответствующего давления наддува в баллоне с водой. С целью определения давления наддува в емкости, обеспечивающего требуемые расходы воды через патрубки, проведены гидравлические испытания модельной СВП.

В результате проведенных гидравлических испытаний выполнена отработка технологии управления работой СВП, отладка режимов работы системы водоподачи, смонтированной на установке ПВК с моделированием подачи воды через патрубки модели пускового стола ПУ для космодрома «Восточный».

Это позволило впервые провести испытания с моделированием параметров высокотемпературной струи модели ДУ РКН и требуемого расхода воды для экспериментальных исследований снижения газодинамических и акустических нагрузок при старте РКН космодрома Восточный.

Работа выполнена при частичной поддержке гранта РФФИ №14-08-01149.

Литература

1. Кудрявцев О.Н., Сафронов А.В. Газодинамическая установка ПВК ЦНИИМАШ для исследования газодинамики старта. Труды XXXVIII академических чтений по космонавтике. Москва, январь 2014 г.

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЙ ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ ВОДЯНЫХ ЗАВЕС С ДОЗВУКОВЫМИ И СВЕРХЗВУКОВЫМИ СТРУЯМИ

М.О. Кравчук, Н.Ф. Кудимов,  
Н.А. Рухлов, А.В. Сафронов

kudimovnf@tsniimash.ru

ФГУП ЦНИИмаш, г. Королёв

Представлена методика численного моделирования и результаты расчетов взаимодействия водяной завесы со сверхзвуковыми струями с помощью вычислительного пакета ANSYS FLUENT.

Одной из целей данной работы являлось создание верифицированной численной методики моделирования двухфазных течений с учетом моделей дробления, испарения и слияния капель в потоке. Результаты расчетов взаимодействия двух струй воды [1] и сопоставление с экспериментом показали схожую нестационарную картину распространения капель при распылении. Отработаны методы применения двухфазной модели с использованием дробящихся лагранжевых частиц.

Следующей целью было создание модели взаимодействия водокапельной жидкости со сверхзвуковой струей, сравнение характеристик турбулентной вязкости в слое смешения [2] при наличии внешнего впрыска воды и без впрыска. Получен эффект уменьшения энергии турбулентности при использовании водоподачи.

Главной целью являлось создание модели взаимодействия ударных волн и водяной завесы при запуске ракетного двигателя, сравнение ударно-волновых нагрузок на донную область ракеты с водяной завесой и её отсутствием. Полученное сравнение показывает значительное изменение картины интенсивности ударных волн в рамках используемой модели.

В ходе выполнения работы определена математическая модель распыления жидкости, ее испарения, дробления и слияния капель, создана численная модель взаимодействия сверхзвуковых струй с водяными каплями с наблюдаемыми эффектами снижения интенсивности турбулентности и ударноволновых нагрузок.

Предложенная методика может быть использована для моделирования влияния систем водоподачи при определении снижения ударноволновых нагрузок на ракету в условиях старта.

Работа сделана при частичной поддержке гранта РФФИ № 14-08-01149.

1. Kim S. Modeling of binary droplet collisions for application to inter-impingement sprays // International Journal of Multiphase Flow. 2009, V. 35, P. 533 – 549.
2. Кравчук М.О., Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В. Вопросы моделирования турбулентности для расчета сверхзвуковых высокотемпературных струй // Труды МАИ. , ISSN: 1727-6924. 2015, № 82.

### ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СХЕМ ПОДАЧИ ВОДЫ К СТРУЯМ РД РКН

**В.П. Зюзликов<sup>1</sup>, Б.Е. Синильщиков<sup>1</sup>,  
В.Б. Синильщиков<sup>1</sup>,  
А.Б. Бут<sup>2</sup>, Т.О. Абдурашидов<sup>2</sup>**

**vbsin@mail.ru**

<sup>1</sup>БГТУ «ВОЕНМЕХ» г. Санкт-Петербург

<sup>2</sup>Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – НИИ стартовых комплексов им.В.П. Бармина, г. Москва)

В современных СК РКН впрыск воды позволяет уменьшить уровни теплового, силового, пульсационного (в том числе акустического) воздействия на СК и РКН. Тем не менее, разработка методов расчетного обоснования параметров таких систем и их влияния на нагрузки, а также выбора рациональной схемы впрыска далеко не завершены. Наибольший объем экспериментальных и теоретических исследований к настоящему времени посвящен внутрискрующей системе водоподдачи, в которой вода посредством специального патрубка подается в приосевую часть газовой струи, где происходит ее распыл. Внутрискрующая система подачи воды обеспечивает необходимое охлаждение газоотражателя (ГО) только при определенном расположении патрубка, она недостаточно снижает шум струи РД. Помимо внутрискрующей системы водоподдачи рассматриваются и другие схемы, в частности, внешняя подача струи воды в направлении струи РД – водокапельные струи как с высокой плотностью капельной фазы (близкой к плотности воды), так и с низкой. В первом случае такие струи подаются из сопла струйного распылителя (инжектора), расположенного на небольшом расстоянии от струи РД, во втором случае – они создаются большим числом осевых струйных распылителей, образующих на некотором расстоянии водокапельную струю с достаточно равномерным распределением параметров.

Также рассматриваются два варианта схемы пристеночного охлаждения. В первом для охлаждения однооскатного ГО используется узкая щелевая струя воды, подаваемая из-под уступа, расположенного выше области взаимодействия струи РД с ГО. Во втором рассматривается двускатный ГО, причем ось сопла РД проходит через вершину ГО. Вершина ГО – затупленная и имеет уступ, из-под которого истекает узкая щелевая струя воды. В первом варианте устойчивость течения водяной струи (а следовательно и охлаждение) обеспечивается при малых углах вершины ГО. Во втором охлаждение ГО обеспечивается даже при малых относительных расходах воды, однако при этом необходимо использовать одноразовую вершину ГО, изготовленную из композиционных материалов.

### ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СТРУЙ ДУ РКН С ПОВЕРХНОСТЬЮ ПУСКОВОГО СТОЛА С УЧЕТОМ ТРАЕКТОРНЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ РКН

**А.Ю. Яковлев<sup>1</sup>, А.Б. Бут<sup>1</sup>  
В.Б. Синильщиков<sup>2</sup>, Б.Е. Синильщиков<sup>2</sup>**

**mail@niisk.ru**

<sup>1</sup>Филиал ФГУП «ЦЭНКИ»-НИИ стартовых комплексов им. В.П. Бармина, г. Москва

<sup>2</sup>БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф.Устинова, г. Санкт-Петербург

При разработке современных стартовых комплексов для РКН с многосопловой компоновкой возникает ряд вопросов связанных с полнотой отвода газовых струй ДУ, отсутствием отраженных обратных токов, определением силового и теплового воз-

действия на элементы СК, в том числе, расположенные на стартовой позиции. Как правило, сопла ДУ РКН находятся в заглубленном по отношению к «нулевой» отметке положении в проеме сложной формы.

При старте РКН возникает необходимость маневрирования при движении по заданной траектории и струи ДУ начинают взаимодействовать с элементами конструкции и поверхностью пускового стола уже в начале подъема. Взаимодействие имеет сложный нестационарный и существенно трехмерный характер, дополнительно осложняемый нестационарными эффектами при поперечном смещении осей блочных струй. В связи с этим, наряду с экспериментальными исследованиями, актуальным является проведение численных исследований с учетом геометрии проемов, траекторных перемещений, поворотов сопел в процессе маневрирования РКН и ветрового воздействия.

В работе рассматриваются течение струй ДУ с учетом взаимодействия струй разных блоков, взаимодействия струй с оголовком и с нулевой отметкой с образованием растекающегося по поверхности нулевой отметки струйного течения. Существенная нестационарность течения и взаимосвязь процессов делают невозможным разбиение данного сложного течения на более простые (с отдельным расчетом) и вынуждают проводить расчет этих течений в рамках единого подхода и в пределах одной расчетной области.

В результате расчетов определяются величины силовых нагрузок на элементы СК. По параметрам потока растекающегося вдоль поверхностей СК с использованием критериальных соотношений определяются тепловые потоки. Программа также используется для исследования возможного воздействия обратных токов на РКН, оценки воздействия растекающейся струи на элементы, расположенные на стартовой позиции и оценки эффективности различных вариантов систем водоподдачи верхних ярусов.

## **ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКОГО ПОЛЯ СВЕХЗВУКОВОЙ ГОРЯЧЕЙ СТРУИ ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ С ТВЕРДОЙ ПРЕГРАДОЙ**

**А.Б. Бут<sup>1</sup>, А.В. Осипов<sup>1</sup>  
М.В. Крапошин<sup>2</sup>, С.В. Стрижак<sup>2</sup>**

**mail@niisk.ru**

<sup>1</sup>Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ стартовых комплексов им. В.П. Бармина», г. Москва

<sup>2</sup>«Институт системного программирования Российской академии наук», г. Москва

В данной работе рассматривается задача численного моделирования взаимодействия перерасширенной струи из модельного сопла со стенкой и расчет акустического поля в окружающем пространстве.

Данные для построения геометрии сопла и размеров расчетной области брались из работ [1,2]. Использование осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, замкнутых при помощи полуэмпирической модели турбулентности, оказывается неэффективным при моделировании струйных течений с нестационарными вихревыми структурами. Для моделирования турбулентного течения использована модель крупных вихрей.

В основе математической модели применяются уравнения, осредненные по Фавру и метод LES (Large Eddy Simulation). Для получения фильтрованных уравнений использовался коробочный фильтр. Мелкие вихри, размеры которых не превышали размеров ячейки расчетной сетки, моделировались с помощью модели на базе одного

дифференциального уравнения для подсеточной кинетической энергии. Расчеты проводились с помощью решателей *dbnsTurbFoam* и *pisoCentralFoam* в составе открытого пакета *OpenFOAM*. В расчете использовалась прямоугольная 3D область, на оси которой располагалось модельное сопло. Расстояние от сопла до преграды варьировалось. Размеры расчетной области выбирались исходя из отсутствия влияния границ на характеристики потока и согласно данным эксперимента, описанного в работе. Скорость потока на выходе из сопла варьировалась в диапазоне от 1200 до 1800 м/с. На входе расчетной области на средние значения скорости накладывались случайные возмущения. Адаптивная сетка включала в себя шестигранники, количество ячеек варьировалось в диапазоне от 1 до 10 млн. ячеек. В результате расчета получены значения поля температуры, турбулентной вязкости, давления.

Для расчета акустического давления использовалась акустическая аналогия FW-N в составе разработанной библиотеки *libAcoustics*. В библиотеке задавалось различное положение виртуальных микрофонов на фиксированном расстоянии от среза сопла. Выбирались различные положения поверхности, определяющей источники шума струи в пространстве. Для получения значений в частотной области использовалось быстрое преобразование Фурье. В результате расчета струи получена зависимость значений уровней акустического давления (SPL) от частоты. Параметры сверхзвуковой струи следующие:  $M_a = 3.1$ , нерасчетность  $n = 0.61$ , диаметр модельного сопла  $D = 6$  см, расстояние от преграды до  $h = 50D$ . Расчеты проводились с использованием ресурсов кластера web-лаборатории UniHUB ([www.unihub.ru](http://www.unihub.ru)).

Литература

1. В.И. Запрягаев, А.В. Солотчин, И.Н. Кавун, Д.А. Яровский. Натекание сверхзвуковой недорасширенной струи на преграды различной проницаемости // ПМТФ. 2011. Т.52, N5, С. 60-67.
2. J. Varnier, W. Requetet. Experimental Characterization of the Sound Power Radiated by Impinging Supersonic Jet // AIAA Journal. 2002. Vol.40, N.5, p. 825-831.

## **АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОЙ И БЕЗОПАСНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ КОСМОДРОМА ПЛЕСЕЦК**

**М.И. Макаров, Ю.М. Савельев**

филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» - «НИИ КС имени А.А. Максимова»

В докладе анализируется опыт «НИИ КС имени А.А. Максимова» - филиала ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» по созданию автоматизированной системы обеспечения надёжной и безопасной эксплуатации ракетно-космической техники (РКТ) и наземной космической инфраструктуры (НКИ) космодрома «Плесецк», обосновываются рациональные направления дальнейшего совершенствования технологии информационно-обеспечения управления эксплуатацией больших человеко-машинных систем.

Система обеспечения надёжной и безопасной эксплуатации РКТ и НКИ космодрома «Плесецк» обеспечивает автоматизированное решение следующих задач:

- мониторинг технического состояния объектов РКТ и НКИ космодрома;
- поддержка принятия решений по управлению эксплуатацией РКТ и НКИ;
- обеспечение безопасности пусков РКН;
- анализ надёжности, безопасности, планирования эксплуатации НКИ и РКТ космодрома. Данный комплекс является центральным звеном системы, коорди-



нирующим взаимодействием всех составных частей. Комплекс предназначен для автоматизированного (на основе электронного документооборота) сбора, обработки, анализа и передачи информации о результатах эксплуатации, техническом состоянии, надёжности и безопасности космических средств космодрома;

- комплекс защиты информации.

Приводится ориентировочная оценка эффекта, получаемого в результате внедрения новых информационных технологий в практику управления эксплуатацией объектами наземной космической инфраструктуры космодрома.

Создание автоматизированной системы обеспечения надёжной и безопасной эксплуатации ракетно-космической техники и наземной космической инфраструктуры для космодрома «Восточный» поддержано решением выездного заседания Комитета Совета Федерации по обороне и безопасности 16 сентября 2014 года на космодроме «Восточный» и рекомендовано включить работу по созданию системы в состав мероприятий проекта ФЦП «Развитие российских космодромов на 2016-2025 годы».

## **МОДЕЛИ И МЕТОДЫ УПРАВЛЕНИЯ ЖИЗНЕННЫМ ЦИКЛОМ ОБЪЕКТОВ НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ**

**М.М. Пеньков,**

**Г.Д. Петров, А.И. Птушкин, А.В. Трудов**

**Prov66@mail.ru**

ВКА имени А.Ф.Можайского, г.Санкт-Петербург

В настоящее время актуальны исследования по развитию методологии управления жизненным циклом различных объектов. Рассматриваются модели и методы, разработанные в Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского и ориентированные на применение заказчиками, разработчиками и эксплуатирующим персоналом объектов наземной космической инфраструктуры (НКИ) в процессе управления их жизненным циклом (ЖЦ), а также вопросы применения QFD-методологии для управления ЖЦ.

Представлено следующее множество моделей:

- модели поставок;
- модели технического обслуживания и ремонта;
- модели стоимости ЖЦ;
- модели формирования штатной численности обслуживающего персонала, а также комплексная модель, постпроизводственной стадии ЖЦ, описывающая взаимосвязь названных моделей.

Основное назначение этих моделей – обоснование решений, направленных на повышение результативности применения объектов НКИ и получение экономических выгод за счет продления стадии их эксплуатации. На основе моделирования ЖЦ объектов НКИ может быть осуществлено прогнозирование характеристик ЖЦ их оборудования, знание которых даст возможность лицу, принимающему решения, оценить экономическую эффективность сценариев применения, логистической поддержки и модернизации этого оборудования прежде, чем они будут реализованы.

В докладе рассматривается более широкая область применения QFD-методологии. Эта область предусматривает возможность построения модели процессов создания и эксплуатации объектов НКИ, которая свяжет между собой заказчика, разработчика, производителя и эксплуатационника, и отразит преобразование требований заказчика в требования к параметрам оборудования объектов НКИ и параметрам про-

цессов его производства и эксплуатации. QFD-методология базируется на экспертных количественных оценках и позволяет определить показатели важности и критичности требований к конструкции изделий, процессам их создания и эксплуатации, а также степень риска их невыполнения.

### **КОНСТРУКЦИЯ И ДИНАМИЧЕСКИЕ РЕЖИМЫ ГИДРОДОМКРАТОВ-ТОРМОЗОВ НАПРАВЛЯЮЩИХ УСТРОЙСТВ СК ДЛЯ РКН «СОЮЗ-2» НА КОСМОДРОМЕ «ВОСТОЧНЫЙ»**

**М.В. Веселов, А.А. Грачёв**

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» - НИИ стартовых комплексов им. В.П. Бармина, г. Москва

Опираение и удержание РКН при подготовке к пуску осуществляется конструкциями и механизмами стартовой системы. Одним из таких устройств, обеспечивающих удержание РКН в области ее нижнего силового пояса, является устройство направляющее (УН).

При установке РКН на стартовую систему УН приводится в рабочее положение посредством гидродомкрата-тормоза (ГДТ). В момент пуска УН отводится в исходное положение, при этом ГДТ выполняет функции буфера.

Особенностью СК РКН «Союз-2» на космодроме «Восточный» является возможность осуществления пусков двух модификаций РКН: «Союз-2» этапов 1а и 1б (с боковыми блоками) и «Союз-2» этапа 1в (без боковых блоков). При работе с этими двумя типами РКН существенно отличаются массово-инерционные характеристики УН и пространственное положение УН в рабочем положении.

В докладе рассмотрены особенности конструкции дросселирующего узла ГДТ УН, обеспечивающие требуемые параметры отвода УН при работе как с РКН «Союз-2» этапов 1а и 1б, так и с РКН «Союз-2» этапа 1в. Проводится сравнение результатов проектного расчета с результатами испытаний ГДТ на стенде и в составе стартовой системы.

### **ОСОБЕННОСТИ ЗАПРАВКИ РКН ОХЛАЖДЕННЫМ ЖИДКИМ КИСЛОРОДОМ**

**Г.В. Худолеев, С.Ю. Холгаев**

**incorrect85@bk.ru**

филиал ФГУП «ЦЭНКИ» - НИИ стартовых комплексов им. В.П. Бармина, г. Москва

В ракетно-космической технике жидкий кислород используют как компонент ракетного топлива в качестве окислителя на многих ракетно-космических комплексах. Жидкий кислород используют как кипящий при атмосферном давлении, так и охлажденный по отношению к кипящему, что позволяет увеличить его плотность и время существования в жидком виде без потерь.

Охлажденный кислород получают из кипящего непосредственно на стартовом комплексе. Доставку кипящего жидкого кислорода на стартовые комплексы осуществляют железнодорожным транспортом. Для этих целей созданы два типа железнодорожных цистерн, унифицированных для перевозки жидких кислорода, азота или аргона: модель 8Г513 и модель 15-558С.

Охлаждение жидкого кислорода ниже точки кипения в промышленности производится различными способами:

1. с помощью холодильных установок, с использованием более низкотемпературных продуктов;
2. путем вакуумирования парового пространства сосудов;
3. барботирования через жидкость неконденсирующегося слаборастворимого газа.

Охлаждение может происходить непосредственно в емкости хранения или в потоке жидкости при выдаче продукта потребителю.

Для охлаждения жидкого кислорода, заправляемого в РН, в качестве хладагента используется жидкий азот или гелий, в зависимости от заданной температуры охлажденного кислорода.

Так, например, при заправке РН «Союз» этапа 2.1в, использующей двигателя НК-33 разработки СНТК им. Н.Д. Кузнецова для охлаждения жидкого кислорода ниже точки кипения используется охладитель из состава системы заправки жидким азотом. При заправке РН «Энергия» и орбитального корабля «Буран» охлаждение жидкого кислорода происходит с помощью теплообменника «кислород-гелий», гелий в свою очередь охлаждается в другом теплообменнике – «гелий-водород».

Поддержание кислорода в охлажденном состоянии в баке при стоянке заправленной РН осуществляется по следующей технологии: охлажденный кислород в бак подается выше номинального уровня, прогретый кислород из бака сливается по магистрали слива, расходы подачи и слива должны быть равны для полной замены кислорода в баке в процессе термостатирования. Термостатирование улучшает перемешивание кислорода в баке и позволяет получить и поддержать заданную среднебаковую температуру кислорода.

## **АНАЛИЗ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ МЕТАЛЛОКОНСТРУКЦИЙ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ДЛЯ ТРАНСПОРТИРОВАНИЯ ДЛИННОМЕРНЫХ ГРУЗОВ НА СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСАХ**

**А.А. Парахони<sup>1</sup>,  
Н.Л. Осипов<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» - НИИ стартовых комплексов им. В.П. Бармина, г. Москва

<sup>2</sup>Университет Машиностроения

В работе излагается метод усовершенствования элементов опорных систем, таких как ложементы, предназначенных для транспортировки тяжелых длинномерных грузов на стартовых комплексах. Метод позволяет проектировать более рациональные по отношению веса и прочности конструкции ложементов.

Предлагается разработка этих узлов в виде сложных структур, состоящих из композиционных элементов, таких как многослойные и оребренные балки, пластины и оболочки. В данной работе силовая схема ложемента рассматривается как составная композиция, образованная из трехслойных панелей. Каждая такая панель состоит из внешних несущих слоев и скрепленного с ними внутреннего заполнителя. Несущие слои воспринимают при изгибе панели основную часть изгибающего момента. Заполнитель, воспринимает в основном сдвиговые усилия. Естественно, что при таком распределении внутренних силовых факторов несущие слои испытывают значительные нормальные напряжения. Заполнитель же испытывает при этом в основном касательные напряжения, в сотни раз меньшие нормальных. Тем самым достигается рациональное распределение несущих функций между слоями пакета при достаточно высокой несущей способности панели и значительно меньшем ее весе.

В данной работе предпринята попытка уточненного расчета прочности трехслойных панелей методом конечных элементов в трехмерной постановке. В качестве расчетных использовались трехмерные восьмиузловые изопараметрические элементы в рамках программного комплекса Nastran. Был проведен параметрический анализ прочности трехслойных пластин с металлическими несущими слоями и легким изотропным наполнителем из полиуретана, на статическое, динамическое и температурное воздействия.

Прикладное значение данной работы состоит, прежде всего, в снижении металлоёмкости конструкций опорных систем с одновременным сохранением их ресурса а, следовательно, экономической эффективности.

### **АВТОМАТИЗАЦИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ НА ПРИМЕРЕ АСУ ТО СК**

**Г.В. Худолеев, Л.И. Ксензов**

**incorrect85@bk.ru**

филиал ФГУП «ЦЭНКИ» - НИИ стартовых комплексов им. В.П. Бармина, г. Москва

Автоматизированная система управления технологическим оборудованием (АСУ ТО) предназначена для обеспечения дистанционного автоматизированного управления технологическим оборудованием агрегатов и систем стартового комплекса при выполнении технологического процесса подготовки пуска и пуске РКН, а также при выполнении операций после пуска.

АСУ ТО обеспечивает:

- автоматическое и дистанционное ручное управление исполнительными элементами технологических систем при проведении технологических операций;
- функционирование блокировок безопасности;
- дистанционный контроль и отображение на автоматизированных рабочих местах (АРМ) операторов информации о состоянии исполнительных элементов;
- измерение текущих значений параметров и сигнализация на АРМ операторов отклонений значений параметров;
- архивацию событий;
- контроль и диагностику неисправностей.
- Ввиду большого объема обрабатываемой информации и сложных технологических процессов, АСУ ТО ориентирована на управление технологическим оборудованием в пооперационном автоматическом режиме с сохранением возможности приоритетного вмешательства оператора в ручном режиме управления.
- При управлении технологическим оборудованием система обеспечивает:
- управление операциями в соответствии с заложенными алгоритмами, возможностью их останова на любом этапе;
- исключение возможности одновременного воздействия на один и тот же исполнительный элемент с дистанции и с местного управления;
- приоритет команд индивидуального управления конкретным исполнительным элементом на фоне выполняющегося автоматического алгоритма управления операций.

Организация и построение аппаратных и программных средств системы обеспечивают сохранение ее работоспособности при отказах и сбоях в любом из каналов разных устройств или частей технических средств системы.

## МЕТОДИКА РАСЧЕТА И ОПТИМИЗАЦИИ ЗАТРАТ НА ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ И РЕМОНТ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ РКК

А.Н. Дьяков

Dyakoval@yandex.ru, 8-921-3412-777

ВКА имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Современное технологическое оборудование ракетно-космических комплексов (ТлОб РКК) характеризуются высокой стоимостью создания и значительной стоимостью технического обслуживания и ремонта. Анализ эксплуатации ТлОб показывает существование возможности снижения затрат на техническое обслуживание и ремонт (ТОиР).

Для расчета и прогнозирования затрат на ТОиР предлагается использовать методику расчета и оптимизации.

На первом этапе методики производится расчет величин затрат и коэффициентов готовности ТлОб, для чего используется разработанный комплекс графоаналитических моделей четырех основных стратегий ТОиР.

На втором этапе производится оптимизация значений, полученных при моделировании, за счет выбора эксплуатационно-технических параметров позволяющих снизить величину затрат. Для оптимизации разработан алгоритм, в основе которого лежит метод градиентного спуска с учетом штрафных функций Эрроу-Гурвица.

На третьем этапе производится синтез системы ТОиР комплекса ТлОб с помощью алгоритма Кеттеля. Исходными данными является множество условно-оптимальных величин затрат и показателей готовности систем из состава комплекса.

Методика отличается от известных по следующим аспектам:

- в отличие от методик, направленных на расчет минимального значения затрат, данная методика предполагает минимизацию затрат при обеспечении заданного показателя готовности;

- в отличие от методик, использующих регрессионные модели, методика может быть использована при малом объеме статистической информации;

- в отличие от калькуляционных методик, представленная методика учитывает вероятностный характер изменения показателей надежности ТлОб в процессе эксплуатации.

Результатом применения методики является не только прогнозируемое значение величины затрат, но и структура системы ТОиР ТлОб РКК и оптимальные значения эксплуатационных параметров.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА ПОДНИМАЕМЫЙ ОБЪЕКТ ПРИ ПЕРЕКЛЮЧЕНИИ СТУПЕНЕЙ МНОГОСТУПЕНЧАТОГО ГИДРОЦИЛИНДРА

В.В. Ломакин, С.В. Кобызев

sm8@sm8.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Гидроцилиндры, как одноступенчатые, так и многоступенчатые, находят самое широкое применение в агрегатах наземного оборудования стартовых комплексов. Работа гидроцилиндра, как известно на практике, сопровождается динамическими воздействиями на поднимаемый объект в начале и конце подъема, а также при переключении ступеней.

В данной работе рассмотрен вопрос о динамическом воздействии гидроцилиндра на поднимаемый объект при переключении ступеней гидроцилиндра.

В представляемом исследовании были рассмотрены следующие вопросы

1. Определение механики возникновения динамического воздействия (удара) при переключении ступеней гидроцилиндра путем цифрового моделирования.
2. Отработка при создании математической модели и вычислительного алгоритма методики построения математических моделей пневмогидравлических систем из типовых функциональных блоков и типовых межблочных интерфейсов применительно к многоступенчатым гидроцилиндрам.
3. Исследование на построенной модели влияния характеристик многоступенчатого гидроцилиндра и системы “поднимаемый объект - многоступенчатый гидроцилиндр”, включая подачу насоса, длину подводящих трубопроводов, геометрические характеристики гидроцилиндра, особенности конструкции гидроцилиндра (наличие и отсутствие камеры противодавления) на характеристики динамического воздействия на поднимаемый объект.
4. Поиск конструктивных и технологических вариантов воздействия на характеристики динамического воздействия при переключении ступеней гидроцилиндра при подъеме объекта. Оценка предлагаемых вариантов.
5. Составление на основе результатов численного моделирования характеристик динамического воздействия упрощенной зависимости для оценки динамики поднимаемого объекта при проектировании систем с многоступенчатыми гидроцилиндрами без привлечения численного интегрирования.
6. Разработка и введение, на основе результатов настоящего исследования, в состав методики составления моделей пневмогидравлических систем модуля учета переключения условий работы системы (режимов) (Chain of Events), необходимого для переключения параметров модели при достижении соударения механических элементов системы, закрытии и открытии клапанов, золотников в процессе численного интегрирования. Исследование поведения многоступенчатого гидроцилиндра при переключении ступеней показательно в этом плане, так как именно успешное моделирование переключения режимов данном случае составляет основу вычислительного алгоритма.

### **АНАЛИЗ ВАРИАНТОВ ОХЛАЖДЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА В СОСТАВЕ ОБОРУДОВАНИЯ НАЗЕМНЫХ КОМПЛЕКСОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ 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

Операция охлаждения компонентов ракетного топлива (КРТ) перед заправкой их в топливные баки ракет-носителей, разгонных блоков и космических аппаратов проводится на стартовых и технических комплексах космодромов с целью повышения плотности ракетного топлива и обеспечения его предпочтительных эксплуатационных характеристик в ракетных двигателях.

Одним из возможных способов охлаждения ракетного топлива является его теплообмен с жидким азотом, который является побочным продуктом при производстве жидкого кислорода на кислородно-азотных заводах космодромов.

Проанализированы различные схемы охлаждения КРТ посредством теплообмена с жидким азотом: при непосредственном контакте топлива с жидким азотом в процессе барботажа, при теплообмене топлива с кипящим жидким азотом в теплообменнике, а также за счет теплообмена топлива с антифризом, охлаждаемым за счет барботажа жидким азотом в теплообменнике при внешнем и внутреннем его расположении по отношению к емкости-хранилищу КРТ.

Разработан методический аппарат, позволяющий определять рациональные конструктивные и режимные параметры процессов охлаждения топлива при наименьших затратах жидкого азота.

Результаты анализа сопоставлены с экспериментальными данными.

## **СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ НАЗЕМНЫХ КОМПЛЕКСОВ**

**А.С. Шевченко**

**23061972@bk.ru**

ВА РВСН имени Петра Великого, г. Балашиха

Исследования показали, что на всех объектах наземных комплексов содержатся различные технические системы (ТС), развитие которых осуществляется или вместе с объектом, или автономно. К наиболее распространенным ТС относятся: система термостатирования, система теплоснабжения, система водоснабжения, система канализации, система пожаротушения и т.д., при этом среднее положение между технологическим оборудованием и ТС занимают системы электроснабжения.

Рассматриваемые ТС развиваются по целому ряду направлений, главными из которых являются следующие: автоматизация основных операций, повышение точности работы, увеличение срока службы, повышение надежности и снижение стоимости. Внедрение первого из направлений позволило резко сократить время протекания подготовительных процессов и сократить количество обслуживающего персонала при обслуживании систем. Внедрению второго направления способствовало постоянное совершенствование технологического оборудования, что предопределило необходимость повышения точности измерений всех физических величин.

Увеличение срока службы ТС вызвано решением глобального вопроса в РВСН – продление срока службы ракетных комплексов, что вызвало необходимость скрупулезного расчета устройств данных ТС на стадии проектирования. Одним из путей решения рассматриваемого вопроса является проведение совместного комплексного проектирования технологического оборудования и ТС. Повышение надежности ТС осуществляется по двум основным направлениям, первое из которых связано с использованием современной элементной базы, а второе – с использованием резервирования, что позволило довести вероятность безотказной работы большинства ТС до 0,9. Снижение стоимости достигается комплексно: простотой конструкции, взаимозаменяемостью элементной базы, уменьшением числа операций, выбором режима работы и использованием более дешевых устройств.

Непосредственное внедрение ряда направлений позволило получить совокупность достаточно простых, автоматизированных, высокоточных и надежных ТС с умеренными затратами на их разработку, производство и эксплуатацию.

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ РЕГУЛИРУЕМЫХ ДРОССЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ С МАГНИТНОЙ ЖИДКОСТЬЮ

А.В. Чемусов,  
С.В. Рулев, А.Г. Архангелов

grom916@rambler.ru  
andrey\_taviak@mail.ru

ВА РВСН им. Петра Великого г. Балашиха

В процессе эксплуатации объектов подвижного и стационарного оборудования ракетных и ракетно-космических комплексов возникает проблема их защиты от ударов и вибраций.

Вибрационные перегрузки вызывают разрушение приборов, увеличивают погрешности прецизионной аппаратуры, снижают ее надежность. Ударные воздействия, в свою очередь, предъявляют критичные требования по быстродействию систем вибро-ударозащиты.

Наиболее полно требованиям по надежности и быстродействию удовлетворяют управляемые магнитожидкостные системы вибро-ударозащиты, основным органом управления которых, является регулируемые дроссельные устройства. Значительные изменения физических свойств (магнитных и реологических) магнитных жидкостей (МЖ) в каналах дроссельных устройств при действии силового магнитного поля (МП) создает определенные трудности в изучении динамических характеристик магнито-жидкостных дросселей и требует определения экспериментальных данных, которые связывают их механические и магнитные характеристики.

Целью экспериментов являлось определение зависимости упругой (магнитной) силы от перемещения, так называемой, ферромагнитной «пробки» под действием внешнего магнитного поля в проточном канале дроссельного устройства и сравнение ее с теоретической зависимостью.

Испытания проводились на специально созданной установке, включающей соленоид с внутренним проточным каналом, кювету с магнитной жидкостью, измерительное устройство, гибкий подвес, блок питания электрическим током, амперметр, вольтметр, регулировочный реостат, аналитические весы с разновесами, выключатель.

В эксперименте использовалась магнито-реологическая суспензия (МРС), представляющая собой раствор ферромагнитных частиц карбонильного железа Р-10 в гидравлическом масле АМГ-10, производства института тепло- и массообмена им. А.В. Лыкова НАН Беларуси.

Упругая сила определялась значениями следующих параметров: магнитной восприимчивостью, концентрацией магнитных частиц МЖ; напряженностью внешнего магнитного поля; геометрическими параметрами ферромагнитной «пробки», определяемые размерами дроссельного канала, величиной напряженности МП и значениями гидродинамической («срезающей») силы; величиной смещения центра масс ферромагнитной «пробки».

В ходе экспериментальных исследований определена зависимость упругой силы дроссельного устройства с МЖ при различных напряженностях МП, оценены параметры математических моделей дроссельного устройства и МРС.

Проведен сопоставительный анализ экспериментальных данных с теоретическими. Выявлено расхождение результатов, не превышающее 10%. Обоснована необходимость разработки высоко концентрированных (более 50%) магнитных жидкостей и МРС для регулируемых дроссельных устройств управляемых систем вибро-ударозащиты объектов ракетно-космической техники.



## МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПРОЦЕССОВ ПРИ ЗАПУСКЕ ДУ РКН В ПОЛУЗАГЛУБЛЕННОМ СТАРТОВОМ СООРУЖЕНИИ ПРИ РАБОТЕ ВНУТРИСТРУЙНОЙ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ВОДЫ

**В.П. Зюзликов<sup>1</sup>, Б.Е. Синильщиков<sup>1</sup>, В.Б. Синильщиков<sup>1</sup>,  
М.В. Ракитская<sup>1</sup>, vbsin@mail.ru  
А.Б. Бут<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>БГТУ «ВОЕНМЕХ» г. Санкт-Петербург

<sup>2</sup>Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – НИИ стартовых комплексов им. В.П. Бармина, г. Москва

Рассматриваются нестационарные процессы в полузаглубленном стартовом сооружении при работе внутривструйной системы подачи воды. Подача начинается за несколько секунд до запуска ДУ, поэтому в газоходу успевает образоваться завеса падающих капель. В процессе выхода ДУ на режим от среза сопла по газоходу распространяются пусковые волны. Для уменьшения уровней ударно-волнового воздействия производится одновременный запуск блоков ДУ. Через некоторое время после запуска происходит отрыв потока от стенок сопла, что существенно изменяет характер истекающей струи. Наличие водокапельной завесы практически не оказывает влияния на уровни воздействия пусковых волн на РКН, поскольку на пути распространения пусковых волн к РКН водокапельная фаза практически отсутствует. Однако завеса существенно влияет на условия формирования нестационарной струи. Отраженные от ГО волны, а также волны, связанные с распространением возмущений от областей повышенного давления, образующихся при взаимодействии нестационарных струй с ГО, гасятся этой завесой, но их значения невелики и они не определяют нагрузки на данном этапе. Основные нагрузки определяются наличием дискретной составляющей в спектре акустического шума, связанной с перестройкой волновой структуры нестационарной струи, причем их период соответствует гипотезе Пауэлла. В максимальной мере эти колебания развиваются в конце участка отрывного течения в сопле и некоторое время после восстановления безотрывного течения, когда в струе образуется развитый диск Маха. Впрыск воды нарушает обратную связь и способствует уменьшению амплитуды таких колебаний. Водокапельная завеса также увеличивает продолжительность фазы повышенного давления в газоходу и поэтому значение отрицательного давления на фазе разрежения при наличии завесы значительно меньше (процессы на фазе разрежения можно рассматривать как аналогию с фазой разрежения при точечном взрыве или как аналог резонатора Гельмгольца).

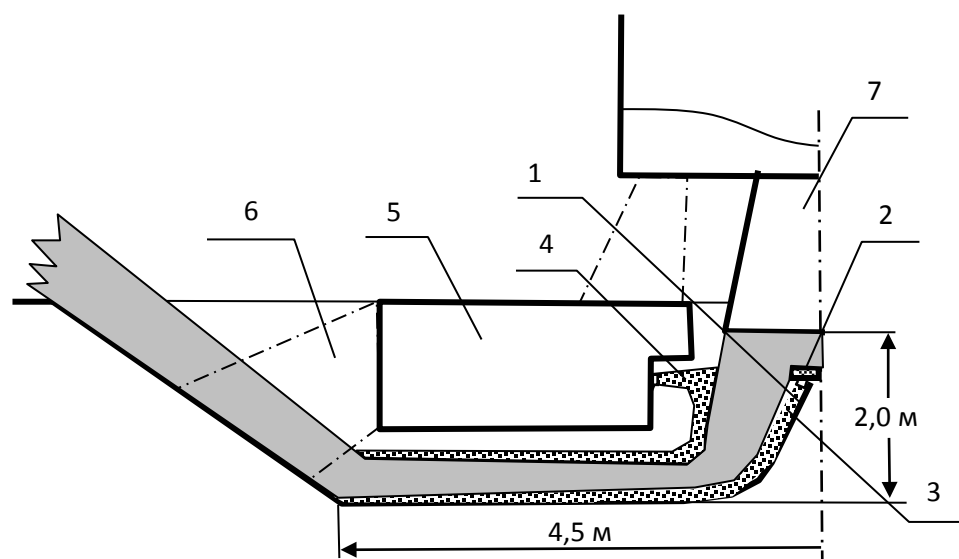
## СХЕМНЫЕ РЕШЕНИЯ СК МАЛОГО ЗАГЛУБЛЕНИЯ ДЛЯ ЗАПУСКА РКН ЛЕГКОГО КЛАССА

**В.П. Зюзликов, Б.Е. Синильщиков, В.Б. Синильщиков,  
М.В. Ракитская vbsin@mail.ru**

БГТУ «ВОЕНМЕХ» г. Санкт-Петербург

Рассматриваются схемные решения СК малого заглубления для РКН легкого класса с односопловой ДУ типа РД-191. Такой СК имеет малую стоимость и повышенную ремонтпригодность. Особенностью рассматриваемой схемы ПУ (см. рисунок) является использование охлаждаемого водой конического ГО 1, и одноразовой неохлаждаемой вершины ГО 2, изготовленной из стеклопластика. Из-под вершины ГО вдоль его стенок производится распыл водяных струй 3, причем их расход обеспечивает тепловую за-

щиту, как ГО, так и поверхностей дна газохода. Кроме этой системы использоваться система подачи воды на внешнюю границу струи РД 4 при помощи водяных струй, истекающих из распылителей, расположенных на пусковом столе 5 в сторону оси СК. Наличие двух систем охлаждения позволяет уменьшить тепловое воздействие на стенки газодинамического тракта (вдоль всех стенок температура торможения газа меньше температуры плавления стали), а также уменьшить уровень акустических пульсаций. Газоход практически кольцевой. Опоры пускового стола 6 отнесены ближе к выходному сечению газохода (в область дозвуковых скоростей) и обеспечивают минимальное перекрытие газохода. Использование разрушаемой одноразовой вершины позволило приблизить срез сопла 7 почти к самой вершине ГО. Растянутый выход на режим двигателя РД-191 в сочетании с двумя системами подачи воды обеспечил низкий уровень ударноволновых нагрузок.



### ИССЛЕДОВАНИЕ ВОПРОСОВ ДВИЖЕНИЯ ПЛАТФОРМЫ ДЛЯ ВЕРТИКАЛЬНОЙ ТРАНСПОРТИРОВКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РКН СВЕРХТЯЖЁЛОГО КЛАССА

О.А. Сутырина, А.В. Языков

sm8@sm8.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В Федеральной космической программе до 2030 года прописано создание нового семейства ракет-носителей, включающего в себя изделия различных классов, включая сверхтяжёлый. В связи с возникшими задачами проектирования новых РКН, становится актуальным вопрос о выборе способа транспортировки ракеты из монтажно-испытательного корпуса к месту старта. В настоящее время в отечественной практике повсеместно используется транспортировка РКН в горизонтальном положении с последующей вертикализацией непосредственно перед установкой на стартовое устройство, в то же время, за рубежом нашёл широкое применение метод вертикальной транспортировки.

В представляемом докладе рассмотрена задача определения массо-габаритных характеристик и формирования общего конструктивного облика платформы для вертикальной транспортировки перспективной РКН свертяжёлого класса. В рамках поставленной задачи проведены оценочные расчёты прочности предложенной конструкции платформы, в том числе с учётом влияния на неё динамических воздействий со стороны РКН при транспортировке.

Расчётный анализ платформы проводился с использованием методов конечных элементов и суперэлементов при помощи программного комплекса «Sadass», разработанного на кафедре «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Для выполнения анализа была создана расчётная модель транспортной платформы с ходовой частью и кабель-заправочной башней, а также модель, имитирующая жесткостную структуру РКН. Созданные модели позволяют быстро изменять свойства отдельных групп конечных элементов и таким образом проводить серии расчётов с разными параметрами с целью оптимизации конструкции. В качестве нагрузок при моделировании были приняты вес РКН и элементов платформы, а также инерционные нагрузки в различных режимах транспортировки.

В результате проведённой работы был получен общий конструктивный облик транспортной платформы, проведены определение нагрузок и расчёт общей прочности её элементов. Методики, применённые в работе могут быть использованы при определении конструктивного облика других подобных агрегатов.

## **СИНТЕЗ ОПТИМАЛЬНЫХ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ ДЕМПФИРОВАНИЕМ МАГНИТОЖИДКОСТНЫХ ВИБРОИЗОЛЯТОРОВ «ТАБЛЕТЧНОГО» ТИПА**

**А.В. Чемусов, С.В. Рулев,  
А.Г. Архангелов**

**grom916@rambler.ru,  
andrey\_taviak@mail.ru**

ВА РВСН им. Петра Великого г. Балашиха

В процессе эксплуатации большинство объектов ракетно-космической техники подвергается механическим воздействиям, характер и интенсивность которых могут быть весьма разнообразными в зависимости от источников воздействия.

Проведя анализ существующих систем виброзащиты прецизионных приборов уточнена расчетная схема и математическая модель с учетом управления. В предложенной модели «прибор-виброизолятор-объект» приборы, наиболее критичные к механическим перегрузкам с точки зрения работоспособности, установлены на магнитожидкостные виброизоляторы «таблеточного» типа.

В силу нестационарного механического воздействия воздушной ударной волны при ядерном взрыве, при решении задачи синтеза законов управления демпфированием колебаний применен подход, базирующийся на подборе функций управления, принадлежащих некоторым классам. Исследованиям подверглись 14 законов управления демпфированием.

Решение задачи осуществлялось на ПЭВМ, на основе метода подбора функций управления и анализа размерностей предложена практическая схема, реализующая оптимальный алгоритм управления в магнитожидкостной системе виброзащиты прецизионных приборов объектов ракетно-космической техники.

Сравнительная оценка применения механической и магнитожидкостной системы виброзащиты по критерию эффективности, равному отношению максимальных величин ударных спектров, свидетельствует о существенных преимуществах (в 3,2 раза) последней.

### **ОБОБЩЕННАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ МАГНИТНОЙ ЖИДКОСТИ РЕГУЛИРУЕМОГО ДРОССЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА УПРАВЛЯЕМОЙ СИСТЕМЫ ВИБРОЗАЩИТЫ**

**А.В. Чемусов, С.В. Рулев,  
А.Г. Архангелов**

**grom916@rambler.ru,  
andrey\_taviak@mail.ru**

ВА РВСН им. Петра Великого г. Балашиха

На основе обобщенного анализа известных теорий, описывающих поведение магнитных жидкостей в условиях воздействия внешнего неоднородного магнитного поля, выбрана расчетная схема диэлектрической магнитной жидкости и предложена обобщенная математическая модель. Модель является обобщенной структурной и феноменологической теорией магнитной жидкости, полученной из условия равенства магнитного и гидродинамического моментов, действующих на эллипсоидальный агломерат. Согласно этой модели, магнитная жидкость в магнитном поле, представляет собой систему ориентированных под некоторым углом к направлению сдвигового течения эллипсоидальных агломератов. Структура агломерата есть упорядоченное расположение магнитных частиц дисперсной фазы на бесконечно малом расстоянии друг от друга. По мере увеличения скорости сдвига происходит изменение угла ориентации и формпараметра агломерата таким образом, чтобы каждой комбинации задаваемых параметров, соответствующую определенным свойствам магнитной жидкости, т.е. вводится комплексный параметр.

Предложенная математическая модель магнитной жидкости, в отличие от существующих моделей, описывает в динамике изменения как реологических, так и магнитных (упругих) характеристик. Это позволяет сделать вывод о применимости ее в основе математической модели магнитной жидкости как регулирующего органа, а комплексный параметр считать определяющей характеристикой магнитной жидкости.

### **ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ УПРАВЛЕНИЯ ЖИЗНЕННЫМ ЦИКЛОМ ИЗДЕЛИЯ В ПРОИЗВОДСТВЕ И СТРОИТЕЛЬСТВЕ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**В.О. Карасев,  
В.А. Суханов**

**karasev@cals.ru  
iu1suhanov@mail.ru**

АО НИЦ «Прикладная логистика», МГТУ им. Баумана

В современных условиях на всех стадиях жизненного цикла изделий ракетно-космической техники возникает множество сложных, наукоемких задач. Одной из таких задач является создание современной инфраструктуры для запуска космических аппаратов (КА). Конкретным проектом, призванным решить эту задачу, является строительство космодрома «Восточный». При реализации этого проекта Российская космическая отрасль столкнулась с определенным кругом проблем.

Перед специалистами филиала ФГУП «ЦЭНКИ»-НИИСК была поставлена задача организации взаимодействия со смежными организациями при создании стартового комплекса «Союз-2» космодрома «Восточный». Как показала практика, при большом количестве смежных организаций и их удаленности возникают следующие проблемы:

- задержки при поставке агрегатов и систем (АиС) СК;
- отсутствие информации о текущем местонахождении АиС СК;

- потери оборудования при транспортировке, на местах складирования, в процессе монтажа;

- ошибочные повторные заказы;

Вышеперечисленные проблемы приводят к неплановым простоям при возведении СК, срывам сроков и увеличению издержек.

Для решения подобных задач могут быть использованы технологии УЖЦ изделия и систем, основанных на знаниях. Основной функцией системы УЖЦ является сбор, сопровождение и анализ данных об изделии от этапа его проектирования до этапа утилизации. В частности:

- данные о конструкторской структуре изделия и его составляющих;

- данные о логистической структуре изделия;

- информация о контрагентах, контрактах, параметрах поставки;

- мониторинг текущего состояния изделия и его частей, их движений между организациями в процессе производства и эксплуатации.

Собранные данные агрегируются, структурируются, и выполняется их анализ. Формируются базы данных анализа логистической поддержки и базы знаний о процессе эксплуатации изделий. На основе полученных данных вырабатываются экспертные рекомендации для лиц принимающих решения (ЛПР). В настоящее время система УЖЦ адаптируется для внедрения в производственные процессы совместно со специалистами ФГУП «ЦЭНКИ»-НИИСК. После внедрения системы ожидается сокращение издержек и сроков монтажа и оптимизация процессов эксплуатации СК на космодроме «Восточный».



## БАЛЛИСТИКА, АЭРОДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ

Посвящается 75 -летию кафедры  
«Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»  
МГТУ им. Н.Э. Баумана

### УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЁТОМ ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ЭКСПЕДИЦИИ НА АСТЕРОИД

**В.А. Соловьёв**<sup>1,2</sup>,  
**В.Е. Любинский**<sup>1,2</sup>,  
**В.В. Ивашкин**<sup>3</sup>

**vladimir.soloviev@sfoс.ru**  
**valery.lubinsky@rsce.ru**  
**ivashkin@keldysh.ru**

<sup>1</sup>РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв

<sup>2</sup>МГТУ им Н.Э. Баумана, г. Москва

<sup>3</sup>ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Одна из важных целей полётов к астероидам состоит в том, чтобы обезопасить Землю от столкновения с опасным небесным телом, которое может столкнуться с планетой и стать причиной катастрофы. К числу таких тел относится астероид Апофис, который в 2029 году должен пройти весьма близко у Земли, а затем в настоящем столетии возможен еще ряд тесных сближений.

Другой целью космических полетов к астероидам является их исследование, позволяющее прояснить или уточнить их характеристики, структуру, состав материала, из которого они образованы, их происхождение, орбиту, форму, параметры вращения, гравитационное поле. Для решения этих задач наряду с применением специальных автоматических космических аппаратов представляется целесообразным проведение пилотируемых полётов на астероиды. Они так же, как и экспедиции на другие объекты Солнечной системы, потребуют применения высокоэффективной технологии управления полётами, обеспечивающей их надёжность, безопасность космонавтов и продуктивность исследований.

В докладе предлагается концепция проведения экспедиции на астероид с рассмотрением особенностей выполнения различных её этапов. Намечаются основы технологии управления космическим комплексом в целом и отдельными составляющими его аппаратами. Кратко обсуждаются основные теоретические и практические проблемы, которые предстоит решить в процессе разработки и реализации программы такой экспедиции. В основе баллистической схемы полёта, принимаемой в предлагаемой концепции, используется одна из рассмотренных траекторий полета от Земли к Апофису, пребывания у астероида и последующего обратного полета. Общая длительность экспедиции составит около двух лет.

## ТРАНСПОРТНАЯ СИСТЕМА «РЫВОК»: АЛЬТЕРНАТИВНЫЙ ПОДХОД ПО РЕАЛИЗАЦИИ ЛУННОЙ ПРОГРАММЫ

Р.Ф. Муртазин

Rafail.Murtazin@rsce.ru

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

В настоящее время международным сообществом рассматриваются различные программы освоения Луны и окололунного пространства. Общим в этих подходах является использование пилотируемого космического корабля (КК), стартующего с Земли и возвращающегося на планету традиционным способом — с посадкой после торможения в атмосфере, принятой в лунной программе «Аполлон». Сегодня в качестве пилотируемого КК рассматриваются американский КК «Орион» и российский пилотируемый транспортный корабль нового поколения. При входе КК в атмосферу Земли со второй космической скоростью с учётом его многоразовости к нему предъявляются повышенные требования к системе управления, теплозащитному покрытию и средствам мягкой посадки, составляющим в сумме около трети от общей массы возвращаемого аппарата.

В работе предлагается альтернативный подход, исключающий необходимость посадки КК на Землю. Транспортная система (ТС) строится на основе многоразового пилотируемого корабля (МПК), находящегося в составе околоземной орбитальной станции (ОС) с использованием уже разработанных отечественных космических средств. Так, доставка экипажа на ОС и обратно может выполняться с помощью КК «Союз-ТМА», отлётный импульс к Луне обеспечивает разгонный блок РБ ДМ, выводимый на орбиту с помощью РН «Ангара-А5». После завершения лунной миссии МПК с помощью собственной двигательной установки выполняет отлётный импульс к Земле, а снижение скорости прилёта до первой космической скорости осуществляется методом «тормозных эллипсов» после нескольких входов в атмосферу Земли на высоте около 85–90 км, для чего в конструкции МПК предусмотрен «зонтик», выполняющий функцию аэродинамического тормоза. Решение баллистической задачи «попадания» МПК в плоскость орбиты ОС обеспечивается выбором времени отлёта к Земле и гравитационным манёвром МПК у Земли. Дальнейшим развитием представленного подхода является ТС для проведения посадки многоразового лунного корабля (МЛК) в произвольном районе Луны.

## ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ СООТНОШЕНИЯ КАК ОСНОВА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ОБЪЕДИНЕННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ МКС

Д.В. Сысоев

denis-sysoev@yandex.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв

Объединенная двигательная установка Международной космической станции (ОДУ МКС) как пневмогидравлическая система представляет собой комплекс из значительного количества элементов. Нарушения работоспособности ОДУ могут быть критическими для жизнеспособности МКС. Поэтому задача моделирования и исследования процессов перераспределения жидкостей и газов между емкостями при работах с ОДУ является актуальной.

Для решения этой задачи предложена математическая модель системы. По предложенным соотношениям выполнены численные расчеты для модельной системы, состоящей из трех баков. Задавались начальные давления газа наддува и объемы жидкости во всех баках. В качестве модельной жидкости была выбрана вода, в качестве газа вытеснения — молекулярный азот. Целью расчета являлась верификация соотношений модели. Результаты расчета показали адекватность и непротиворечивость модели. Направления процессов соответствуют представлениям о закономерностях изменения состояния рассматриваемой системы. Соотношения могут быть использованы при разработке математической модели пневмогидросистем ОДУ, позволяющей прогнозировать и анализировать процессы в системе при работах по управлению ОДУ.

### ПРОБЛЕМЫ ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ РС МКС И ПУТИ ИХ РЕШЕНИЯ

**Е.А. Голованов**

**shrykull@rambler.ru**

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

В работе рассматриваются текущие проблемы энергообеспечения Российского сегмента (РС) МКС и пути их решения.

РС МКС имеет три источника электроэнергии.

Солнечные батареи (СБ) являются первичным источником электроэнергии.

Вторичным источником является система энергоснабжения (ЭС) Американского сегмента (АС).

Источником третьей очереди являются аккумуляторные батареи (АБ).

Основные проблемы энергообеспечения РС МКС:

- недостаток мощности собственных солнечных и аккумуляторных батарей для обеспечения всех бортовых потребителей;
- ограничения по количеству электроэнергии, принимаемой от АС;
- ограничения по условиям эксплуатации АБ СМ;
- неэффективное использование СБ вследствие неоптимальной дежурной ориентации МКС и других факторов.

Меры, принимаемые для решения указанных проблем или снижения их влияния:

- прием электроэнергии от Американского сегмента (АС) в соответствии с Правилами полета;
- при повышенной температуре АБ временное отключение некоторых бортовых потребителей (СКВ, СКО «Электрон-ВМ», иногда других) для снижения тока нагрузки;
- подключение дополнительного прибора СНТ по согласованию с АС;
- улучшение условий эксплуатации АБ.

В перспективе предполагается дооснащение РС новыми модулями: Многофункциональным лабораторным модулем (МЛМ), Узловым модулем (УМ) и Научно-энергетическим модулем (НЭМ). Основная задача НЭМ – снабжение электроэнергией всех модулей РС.



## **ИССЛЕДОВАНИЕ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПЛЕКСА АЛГОРИТМОВ ТЕРМИНАЛЬНОГО НАВЕДЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ НА КОНЕЧНОМ УЧАСТКЕ СПУСКА В АТМОСФЕРЕ ЗЕМЛИ**

**С.И. Кудрявцев**

**s.i.kudriavtsev@yandex.ru**

ФГУП ЦНИИмаш, г.Королёв

Доклад посвящён вопросам разработки системы управления спуском (СУС) перспективного пилотируемого корабля, которая должна обеспечивать приведение возвращаемого аппарата (ВА) с экипажем в расположенные на российской территории районы посадки малых размеров.

Рассматриваются принципы построения комбинированной системы управления, использующей на конечном участке спуска (после восстановления радиосвязи) информацию от спутниковой навигационной системы для высокоточного наведения ВА.

Кратко описывается структура перспективного комплекса алгоритмов терминального наведения, входящего в состав алгоритмов СУС. Комплекс разработан на основании результатов исследований особенностей динамики движения ВА на конечном участке спуска. При разработке учтён также опыт практической работы по баллистико-навигационному обеспечению спусков транспортных пилотируемых кораблей типа «Союз» различных модификаций.

Основным алгоритмом комплекса является дискретный многошаговый алгоритм терминального наведения. В докладе приводится схема построения алгоритма, использующая явление «стягивания» зоны манёвра ВА в прицельную точку посадки.

Исследования точностных характеристик наведения проводились методом сквозного статистического моделирования траектории спуска от схода с орбиты до начала работы системы мягкой посадки ВА с учётом влияния возмущающих факторов различного рода. Результаты моделирования показали, что отклонение конечной точки траектории спуска ВА от заданной не превышает допустимой величины 1 км.

## **ВОПРОСЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В ОПЕРАТИВНОМ КОНТУРЕ УПРАВЛЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО АЛГОРИТМА ВЫБОРА НАИБОЛЕЕ БЕЗОПАСНОГО ВАРИАНТА СПУСКА ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ НЕШТАТНОЙ СИТУАЦИИ**

**А.Ю. Кутоманов, С.И. Кудрявцев**

**kutomanov@mcc.rsa.ru**

ФГУП ЦНИИмаш, г.Королёв

Важнейшим и наиболее опасным этапом полета любого пилотируемого КА является спуск и посадка на Землю. На сегодняшний день вопросы повышения безопасности спуска современных транспортных пилотируемых кораблей (ТПК) типа «Союз ТМА-М» ограничены точностью работы системы управления спуском (СУС), основанной на использовании инерциальных навигационных средств.

Сейчас ведется разработка перспективного пилотируемого корабля нового поколения с заявленной точностью работы системы управления спуском в 1 км. Такая точность посадки позволяет пересмотреть подход к вопросам обеспечения безопасности спуска в случае возникновения нештатных ситуаций, требующих срочной и экстренной посадки. Появляется возможность существенного расширения приемлемых

по безопасности районов посадки, расположенных по всему земному шару. Но для этого необходимо пересмотреть принципы выбора точки прицеливания при возникновении нештатной ситуации. Для решения этой проблемы был разработан алгоритм выбора наиболее безопасного варианта спуска при возникновении нештатной ситуации основанный на новых показателях точности посадки.

Доклад посвящён вопросам модернизации разработанного алгоритма для работы на борту перспективного пилотируемого корабля и в оперативном контуре управления. Приводятся основные принципы организации оперативного баллистико-навигационного обеспечения спусков современных ТПК «Союз ТМА-М» и перспективных «Союз МС». Рассматриваются основные требования к алгоритмам баллистического обеспечения спуска при работе на борту КА и в оперативном контуре управления. В заключение приводятся результаты разработки формата оперативного отображения результатов работы алгоритма для экипажа и специалистов главной оперативной группы управления.

### **ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЙ МЕТОД АНАЛИЗА ДЛЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОГНОЗИРОВАНИЯ СОСТОЯНИЯ КА**

**С.В. Соловьев**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Послесенный анализ телеметрической информации, применяемый при управлении полетом космическими аппаратами (КА), представляет собой самостоятельный процесс, перспективы совершенствования которого весьма обширны. Основным направлением его совершенствования представляется обеспечение возможности прогнозирования функционирования КА.

К задачам прогнозирования относятся, например, задачи, связанные с определением срока дальнейшего функционирования, запасов тех или иных ресурсов КА и определения деградаций характеристик составных частей КА. Эти задачи решаются путем определения возможных или вероятных эволюций состояния КА, с точкой отчета в настоящий момент времени.

Действенным инструментом решения подобных задач послесенного анализа является средства интеллектуального анализа данных. Появление данной технологии связано, в первую очередь, с необходимостью аналитической обработки сверхбольших объемов информации, накапливаемой в современных хранилищах данных. В настоящее время наибольшие успехи применения достигнуты в задачах, которые относятся к классу задач по формированию и принятию решений в сложных структурах. 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.

Анализ развития подобных систем и все возрастающие объемы телеметрической информации получаемой от КА, позволяют утверждать, что технологии интеллектуального анализа все активнее будут применяться при управлении полетом КА и количество задач использования будет увеличиваться.

## **АНАЛИЗ ТЕКУЩЕГО СОСТОЯНИЯ ПРОЦЕССА КОНТРОЛЯ ПРИ УПРАВЛЕНИИ ПОЛЕТОМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**С.В. Соловьев,  
Н.В. Мишурова**

**sergey.soloviev@scsc.ru  
trigonella@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв

При осуществлении процесса контроля важную роль отводится анализу телеметрической информации (ТМИ). Анализ ТМИ начинается со сбора исходных данных со стартового комплекса, от момента включения космического аппарата (КА) и далее непрерывно на протяжении всего полёта КА.

Для наилучшего восприятия информации и качественного анализа ТМИ необходимо соблюдения ряда требований. Формализация этих требований и выявление правильного структурирования важнейших составляющих при контроле динамического процесса КА.

Прогнозирование располагаемого ресурса КА, его расходование и деградация характеристик служебных систем является важным направлением развития вторичного анализа. Это развитие целого ряда методик, т.к. включает в себя обширное количество одновременно контролируемых процессов и параметров.

Для алгоритмизированного анализа ТМИ больше для перспективных космических кораблей (ПКК) текущее состояние контроля показывает существующую зависимость правильности и однозначности выданной рекомендации от специалиста группы контроля. Это видно и по форматам отображения, направленных, в первую очередь на понимание и восприятие специалистом контроля состояния КА и по логике, применяемой для нахождения отклонения от нормы.

В докладе рассмотрено текущее состояние процесса контроля космических аппаратов.

## **ЛИНГВИСТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АНАЛИЗА РИСКОВ ВОЗНИКНОВЕНИЯ АВАРИЙНОЙ СИТУАЦИИ НА БОРТУ ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПРИМЕРЕ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА НА РОССИЙСКОМ СЕГМЕНТЕ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ**

**А.В. Донсков**

**aleksej\_ne@mail.ru**

РКК «Энергия» им. Академика С.П. Королёва, г. Королёв

Управление полетом пилотируемых космических аппаратов (ПКА) предполагает то, что необходимо постоянно анализировать возможные риски возникновения аварийных ситуаций с учетом его текущего состояния в целом, а также отдельных систем с учетом выработки ими ресурса.

Бортовые системы ПКА относят к классу сложные и, следовательно, не всегда поддаются точному математическому анализу. К этому добавляется фактор неопределенности значений параметров, которые описывают текущее состояние бортовых систем (например, из-за сбоя в получении телеметрической информации (ТМИ), некорректная работа датчиков и т.д.) Поэтому необходимо применять методы оценки

без источников неопределенности и могут проявлять гибкость относительно имеющих исходных данных.

Во время управления полетом ПКА специалисты чаще оперируют с терминами и описывают состояние систем ПКА переменными, значениями которых могут быть слова или предложения естественного или формального языка, используемые человеком во время управления полетом ПКА. Такие переменные называются лингвистическими. Символы, которыми являются слова и предложения в естественном или формальном языке, служат, как правило, некоторой элементарной характеристикой явления.

В данной работе представлен пример развития аварийной ситуации на борту российского сегмента МКС на пример системы обеспечения теплового режима с помощью лингвистического моделирования.

### **ОДИН ИЗ ПОДХОДОВ К ПОВЫШЕНИЮ НАДЕЖНОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ОПЕРАЦИЙ НА ПРИМЕРЕ ТРАНСПОРТНЫХ ГРУЗОВЫХ КОРАБЛЕЙ «ПРОГРЕСС»**

**А.В. Донсков,  
Н.В. Мишурова**

**aleksej\_ne@mail.ru  
trigonella@mail.ru**

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв

Контроль состояния пилотируемого космического аппарата (ПКА) является неотъемлемой частью процесса управления его полётом. Нахождение экипажа на борту ПКА требует обеспечения надёжности оперативного контроля на высоком уровне.

В настоящее время совершенствуется баллистическая составляющая методики управления полетом: переход с двухсуточной схемы сближения и стыковки (34 витка) ПКА с российским сегментом Международной космической станции (РС МКС) на 4-витковую (так называемую «быструю» схему).

Переход на новую схему сближения и стыковки ПКА позволяет существенно сократить время автономного полета, что поможет ускорить процесс доставки экипажей и грузов на борт РС МКС. Поэтому необходимо за этот короткий промежуток времени выполнить все необходимые операции для обеспечения сближения и стыковки ПКА с РС МКС. Для этого требуется развивать и расширять возможности оперативного контроля, то есть переходить на уровень автоматического выявления нештатных ситуаций (НС) на борту ПКА и т. д. Требуемый уровень надёжности не должен быть уменьшен, а значит, необходимо рассмотреть особенности обеспечения надёжности оперативного контроля с использованием современных информационных возможностей.

В докладе представлен новый подход к обеспечению высокого уровня контроля над текущим состоянием ПКА на всех этапах его полета.

## **РАЗРАБОТКА МОДИФИЦИРОВАННОГО МЕТОДА АНАЛИЗА НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ ДЛЯ ОПЕРАТИВНОГО ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПО УПРАВЛЕНИЮ КА**

**И.А. Рожнов**

**irozhnov86@gmail.com**

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв

Международная космическая станция и бортовые системы, входящие в ее состав являются сложной технической системой. В группе управления полетом, анализ работы бортовых систем осуществляется отдельной подгруппой, которая отвечает за сбор и обработку телеметрической информации. При этом контроль телеметрических параметров отдельной системы подразумевает анализ и обработку больших массивов информации, что приводит к определенным трудностям для процесса оперативного принятия решений в случае нештатных ситуаций. Основным источником информации для группы управления остаются данные, получаемые в составе телеметрической информации. В настоящее время объем телеметрической информации в современных космических аппаратах составляет десятки тысяч параметров, по которым проводится динамический контроль над состоянием космического аппарата (КА). Каждый из получаемых параметров характеризует состояние узла, блока, агрегата какой-либо системы или подсистемы.

Для решения задач оперативного управления полетом РС МКС с целью повышения эффективности процесса принятия решений в нештатных ситуациях требуется рациональная автоматизация анализа телеметрической информации. Такая постановка задачи позволит во многом облегчить процесс парирования нештатных ситуаций специалистам группы оперативного управления в напряженных условиях ограниченного временного интервала. В виду универсальности разработанного модифицированного алгоритма на основе матрицы состояний, он может быть интегрирован в специализированные системы поддержки принятия решений (АСППР) и предоставлять в распоряжение специалистов группы управления набор различных средств для эффективной работы, являясь одним из слагаемых повышения безопасности управления.

## **ОПТИМИЗАЦИЯ АЛГОРИТМА РАСЧЕТА МОДЕЛЕЙ, РАЗРАБОТАННЫХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА, ОСНОВАННОГО НА ТРЕХСТАДИЙНОЙ ДЕКОМПОЗИЦИИ**

**Д.В. Павлов, Д.С. Петров**

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв

Модель бортового контура управления (БКУ) космического аппарата (КА) используется для отработки алгоритмов бортовых вычислительных средств и информационного обеспечения управления полетом КА: валидации и верификации программы полета, проверки и отработки методик управления, проведения тренировок персонала управления, сопровождения летных испытаний КА. В состав модели БКУ входят математические модели служебных бортовых систем (СБС) КА, имитирующие реакцию СБС на управляющие воздействия. Под математической моделью понимается компьютерная программа, обеспечивающая расчет параметров исследуемой системы (ИС). Математические модели СБС КА для рассматриваемых задач разрабатываются с использованием приближения сосредоточенных параметров: не учитывается пространственная

протяженность объектов, что позволяет представить вектор состояния ИС в виде конечного набора числовых величин, а математическое описание ИС — как набор алгебраических и обыкновенных дифференциальных уравнений.

Существует проблема формализации разработки моделей с приближением сосредоточенных параметров. К настоящему времени выработан ряд подходов, призванных обеспечить такую формализацию, например, СБС КА. Они имеют свои ограниченные сферы применения, недостатки, затрудняющие их использование для моделирования сложных систем, обладают большим количеством элементов и сложной топологией.

Авторы ранее предложили новый подход, позволяющий формализовать создание математических моделей СБС КА, основанный на оригинальном трехстадийном алгоритме декомпозиции модели ИС. Он позволяет универсальным образом моделировать различные физические взаимодействия, как линейные так и нелинейные, в том числе течение электрического тока, обмен теплом, течение жидкостей и газов по трубопроводам, передачу команд и сигналов. Преимуществами разработанного метода являются: 1) универсальное представление различных физических взаимодействий и связей между ними; 2) ориентированность на структуризацию модели; 3) изоморфизм структуры ИС и ее модели.

Модели, разработанные с помощью этого подхода, являются декларативными, т. е. содержат в себе только описание структуры — составных частей и связей между ними, но не алгоритмы расчета. Для осуществления расчетов авторы разработали универсальный алгоритм и программное обеспечение (ПО), подходящие для любых моделей, созданных в рамках предложенного метода, проводящие вычисления на основе структуры модели и описаний составных элементов, содержащихся в специальной библиотеке.

Кроме того, была создана компьютерная программа, реализующая наиболее явный алгоритм организации вычислений: структура модели, описание переменных и результаты расчетов представлялись в виде вложенных ассоциативных массивов изоморфно структуре ИС, предварительная обработка структуры данных отсутствовала. Такая реализация обеспечила быструю разработку, но также и низкую оперативность вычислений.

В настоящей работе был разработан новый алгоритм организации вычислений, обладающий большей оперативностью, использующий предварительную обработку описания модели. Разработанные в рамках данной работы алгоритм и ПО организации вычислений по сравнению с предыдущей версией позволяют более чем вдвое повысить оперативность расчета за счет переноса части операций на этап загрузки модели. Новый алгоритм позволяет также перейти к параллельному расчету модели на нескольких устройствах, что обеспечит использование его в задачах, где требуется моделирование в реальном времени.

Дальнейшая оптимизация алгоритма организации вычислений позволит внедрить модели, созданные с использованием разработанного авторами метода моделирования, в стенды, используемые для отработки алгоритмов бортовых вычислительных средств и для информационной поддержки процесса управления полетом. Кроме этого, открывается возможность использовать такие модели для решения оптимизационных задач.

## АНАЛИЗ ВЗАИМНОЙ ЭВОЛЮЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДВУХ СИНХРОННО ПРЕЦЕССИРУЮЩИХ ОРБИТ

С.Ю. Улыбышев

wardoc5@rambler.ru

ФГУП ЦНИИХМ им. Д.И.Менделеева

За счет нецентральной гравитационного поля Земли и влияния других внешних факторов орбита космического аппарата (КА) испытывает возмущения и эволюцию своих параметров. Наиболее значимыми из них являются прецессия инерциальной долготы восходящего узла и поворот линии апсид, характерный для эллиптических орбит. В связи с существенными затратами характеристической скорости, необходимыми для парирования данного ухода, и различиями в скоростях прецессии и поворота линии апсид у орбит с отличиями в орбитальных элементах, создание многоспутниковых систем разнообразного назначения, в основном, осуществляется на круговых орбитах равного радиуса и наклона или эллиптических орбитах с критическим наклоном. Это позволяет практически исключить относительные вековые уходы параметров внутри всей спутниковой системы (СС). Скорость прецессии орбиты, равно как и скорость поворота линии апсид, зависит главным образом от величины большой полуоси, наклона и эксцентриситета орбиты. Определенные сочетания этих параметров у различных орбит могут создать условия для синхронизации скорости прецессии и минимизировать изменение пространственного угла между орбитами.

В докладе представлен анализ эволюции двух номинально синхронно прецессирующих орбит с малой эллиптичностью ( $e \sim 0.022$ ) с заданным рассогласованием по большой полуоси и наклону в течение трехмесячного периода. Выработаны рекомендации к параметрам формируемой орбиты с синхронной прецессией (ОСП) для минимизации затрат характеристической скорости на ее поддержание и обеспечение возможного перехода на рабочую орбиту. Проведен анализ необходимых точностей знания параметров орбит для долгосрочного прогноза и планирования дат коррекций ОСП. Полученные результаты позволяют оценить практическую реализуемость и целесообразность проектирования и развертывания спутниковых систем на ОСП, и использование таких орбит в качестве дежурных для резервных КА.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ НЕПРЯМОГО ПЕРЕЛЕТА НА ОГРАНИЧЕННУЮ ОРБИТУ ВОКРУГ ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ L2 СИСТЕМЫ ЗЕМЛЯ — ЛУНА

М.С. Гуськова,  
С.А. Бобер,  
С.А. Аксенов

maria.guskova@rambler.ru  
stas.bober@gmail.com  
aksenov.s.a@gmail.com

МИЭМ НИУ ВШЭ, ИКИ РАН

Актуальность работы состоит в том, что использование точек либрации позволяет решать недоступные для эллиптических орбит задачи, такие как изучение обратной стороны Луны и отслеживание низких радиочастот для изучения первых звезд и галактик Вселенной.

Целью работы было моделирование перелета космического аппарата (КА) с парковочной околоземной орбиты на ограниченные орбиты вокруг транслунной точки либрации. Для этого было использовано программное обеспечение GMAT, в котором

было выполнено численное интегрирование с учетом всех планет Солнечной системы и Луны методом Рунге-Кутты 8-9 порядка.

Первая часть работы состоит в расчете траектории движения КА до точки периселения  $S_1$ . Решение этой части выполнено авторами в предыдущей работе. Для заданного момента старта изменением времени нахождения на парковочной орбите и величины импульса ТТ1 можно добиться достижения различного положения точки  $S_1$ , определяемого двумя параметрами ( $R$ ,  $DEC$ ). Во второй части работы рассмотрено множество точек  $S_1$ , для которых  $R \in [1740, 4400]$  км с шагом в 5%, а  $DEC$  менялся с шагом в полградуса в пределах значений, которые могут быть обеспечены выбранной схемой перелета. С помощью численной методики, разработанной авторами, для каждой точки  $S_1$  был рассчитан импульс, обеспечивающий попадание КА на ограниченную орбиту вокруг  $L_2$ , а также импульсы коррекций, устраняющие неустойчивую компоненту движения. На каждой орбите выполнено не менее 30 оборотов и получены характеристики, определяющие ее форму и размеры. Их анализ показал, что попадание на гало-орбиту невозможно без применения дополнительного импульса и существует набор параметров ( $R$ ,  $DEC$ ), обеспечивающих попадание на квази-гало орбиты, при движении по которым КА не попадает в полутень Луны (т.е. возможна постоянная связь с Землей).

Таким образом, в работе смоделирован перелет по указанной схеме в окрестность точки  $L_2$ , рассчитано и проанализировано множество ограниченных орбит, их типы, и найдены орбиты, удовлетворяющие условию постоянства связи с Землей.

## МЕТОДИКА ВЫЯВЛЕНИЯ И ОЦЕНКИ СБЛИЖЕНИЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭЛЕМЕНТАМИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

А.А. Баранов<sup>1</sup>,  
М.О. Каратунов<sup>2</sup>

andrey\_baranov@list.ru  
maksim.karatunov@yandex.ru

<sup>1</sup>Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup>Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Современные космические аппараты (КА) находятся под угрозой разрушения из-за столкновения с космическим мусором, которым заполнено околоземное космическое пространство (ОКП). По последним данным, количество наблюдаемых космических объектов (КО) в ОКП составляет более 23 тысяч, из них только 6% являются действующими КА. Согласно прогнозам, число КО будет стремительно расти, а вместе с ним будет расти и вероятность взаимного столкновения. В этой связи становится очевидной актуальность рассматриваемой задачи.

В докладе описывается методика выявления факта сближения, которая содержит усовершенствованный подход к предварительной фильтрации объектов, заведомо не представляющих угрозу КА. Данный подход основан на последовательном применении следующих отсевов: отсев по высоте полёта, отсев по компланарным элементам орбит, отсев по расстоянию между траекториями в области пересечения орбит, отсев по фазе движения. Предложенная методика обладает рядом преимуществ перед существующими аналогами и позволяет существенно сократить время расчёта.

Помимо выявления факта сближения необходимо оценить степень его опасности. От выбора критерия оценки зависит, с одной стороны, безопасность КА, а с другой расход топлива, который растёт с увеличением числа манёвров уклонений. В докладе рассмотрены различные варианты критериев оценки опасности сближения.



Сочетание эффективной методики выявления факта сближения и адекватной методики оценки риска столкновения позволяет повысить уровень безопасности КА и снизить темпы роста числа КО в ОКП.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 15-01-08206 А)

## **ДОВЫВЕДЕНИЕ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ С ПОМОЩЬЮ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

**А.В. Яковлев,  
А.А. Внуков,  
Т.Н. Баландина**

**yav@iss-reshetnev.ru  
VnukovAlx@yandex.ru  
tan.balandina2015@yandex.ru**

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва»

Довыведение космического аппарата (КА) с помощью электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ) обладает преимуществом по количеству топлива относительно выведения на химических двухкомпонентных реактивных двигателях. Для выведения геостационарных космических аппаратов, разработанных в России, широкое применение нашли ракеты-носители (РН), которые эксплуатируют совместно с разгонным блоком, способным осуществить необходимые манёвры для перевода КА с геопереходной на геостационарную орбиту. Однако, возросшая за последнее время конкуренция между производителями ракет-носителей, в частности, успешная эксплуатация сравнительно недорогой РН Falcon-9 и планы по созданию РН Ariane-6, также, предположительно, обладающей низкой стоимостью, ведёт к увеличению интереса потенциальных заказчиков спутников к ракетам, выводящим полезную нагрузку на геопереходную орбиту с низким перигеем. Такая схема требует от КА наличия собственной апогейной двигательной установки (АДУ), используемой для перевода (довыведения) спутника с геопереходной на рабочую орбиту. Это, в свою очередь, не позволяет космическим аппаратам, не имеющим собственной АДУ, успешно конкурировать на мировом рынке. Поэтому перед отечественными разработчиками геостационарных спутников стоит задача обеспечить переход с орбиты с низким перигеем на геостационарную орбиту силами собственных двигателей космического аппарата.

В докладе проведен анализ схемы выведения КА на геостационарную орбиту (ГСО) с использованием ЭРДУ. Рассмотрены особенности довыведения с помощью ЭРДУ и проведена оценка затрат рабочего тела и времени для довыведения КА на ГСО с помощью ЭРДУ. Проведено сравнение семейства переходных орбит, для определения эффективности довыведения. Обсуждаются проблемы, связанные с нахождением КА в радиационном поясе Земли.

# ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ «ОБХОДНЫХ» ПЕРЕЛЁТОВ НА ОРБИТУ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЛУНЫ ПРИ СТАРТЕ С КОСМОДРОМОВ, НАХОДЯЩИХСЯ НА ТЕРРИТОРИИ РОССИИ

**А.Д. Бычков<sup>1</sup>,  
В.В. Ивашкин<sup>2</sup>**

**abychkov@ro.ru;  
ivashkin@keldysh.ru**

<sup>1</sup>Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;

<sup>2</sup>Институт прикладной математики им. М.В.Келдыша РАН

В связи с ограниченностью грузоподъёмности эксплуатируемых в нашей стране ракет-носителей доставка на орбиту искусственного спутника Луны крупных неделимых грузов существенно затруднена. Данная проблема особенно актуальна при реализации пилотируемой программы исследования и освоения Луны, так как масса взлётно-посадочного комплекса, необходимого для доставки экипажа на поверхность Луны, существенно превосходит энергетические возможности имеющихся РН. Разработка отечественной РН сверхтяжелого класса в настоящее время не ведётся. Поэтому необходимо искать иные пути увеличения массы полезной нагрузки на орбиту искусственного спутника Луны.

Одним из путей её увеличения является использование низкоэнергетических «обходных» траекторий перелёта к Луне. Данный тип траекторий характеризуется тем, что космический аппарат сначала совершает полёт за орбиту Луны и за пределы сферы действия Земли. Параметры его траектории меняются под действием гравитационных возмущений от Солнца, что делает возможным захват космического аппарата гравитационным полем Луны и позволяет уменьшить затраты характеристической скорости на перелёт. Необходимость обеспечения подлёта к сфере действия Луны с небольшой скоростью ограничивает наклонение подлётной траектории относительно плоскости геоцентрической орбиты Луны. Поэтому возможность реализации «обходных» траекторий при старте с Российских космодромов требует дополнительного изучения. Одним из способов уменьшения наклона орбиты при подлёте к Луне является гравитационный манёвр у Луны. Он позволяет изменить не только наклонение, но и энергию траектории, дополнительно уменьшив общие затраты на перелёт. В проведённом исследовании для различных стартовых эпох и наклонов начальной орбиты были определены траектории «обходных» перелётов на орбиту искусственного спутника Луны как с использованием гравитационного манёвра у Луны, так и без его использования.

## АНАЛИЗ ОПТИМАЛЬНОГО ТРЕХИМПУЛЬСНОГО ПЕРЕХОДА НА ОРБИТУ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЛУНЫ

**Е.С. Гордиенко<sup>1,3</sup>,  
В.В. Ивашкин<sup>2,3</sup>**

**gordienko.evgenyy@gmail.com  
ivashkin@keldysh.ru**

<sup>1</sup>НПО им. С.А. Лавочкина,

<sup>2</sup>ИПМ им. М.В. Келдыша РАН,

<sup>3</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Исследуется задача оптимального выведения КА на высокую круговую орбиту ИСЛ с заданными величинами радиуса и наклона к плоскости экватора Луны. Для импульсного случая и кеплеровского поля при достаточно большом радиусе орбиты ИСЛ энергетически оптимальным будет трехимпульсный перелет с начальной гиперболи-

ческой орбиты подлета к Луне на конечную орбиту ИСЛ. В работе исследуется случай перелета при реальном силовом поле.

Анализ выполнен в три этапа. Сначала данный трехимпульсный переход рассмотрен для кеплеровского случая. Первый, тормозной импульс сообщается в периселении начальной гиперболической орбиты, максимально близко к Луне, на высоте 100 км. После этого КА летит от Луны к точке приложения второго импульса, близко к границе сферы действия Луны. Принято, что расстояние от Луны здесь равно 50 тыс. км. Второй импульс – ускоряющий, он увеличивает расстояние в периселении до радиуса конечной орбиты ИСЛ, принятого равным 6 тыс. км. Третий, тормозной импульс – переводит КА на конечную орбиту ИСЛ. Определены характеристики перелета в данном случае кеплеровского поля.

На втором этапе движение КА рассматривается с учетом возмущений от нецентральной силы Луны, гравитационных полей Земли и Солнца. При этом рассматривается импульсный случай, когда величина тяги неограниченна. В результате анализа показано, что можно так выполнить трехимпульсный перелет в реальном поле, что он будет реализован при практически тех же энергетических затратах, что и в кеплеровском случае. При этом влияние возмущений парируется для обеспечения конечных условий подходящим выбором вектора прицельной дальности гиперболы подлета к Луне. Показано, что для данного реального поля существует оптимальное максимальное расстояние перелета, в отличие от случая кеплеровского поля, когда энергетика перелета уменьшается с ростом максимального расстояния.

На третьем этапе анализа учитывается конечность тяги двигателя при перелете. При этом энергетические затраты практически не меняются.

## **О НЕКОТОРЫХ ОСОБЕННОСТЯХ ПОИСКА ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ НА ОСНОВЕ ПРИНЦИПА МАКСИМУМА ДЛЯ ЗАДАЧИ НЕКОМПЛАНАРНОГО МЕЖОРБИТАЛЬНОГО ПЕРЕХОДА**

**Е.В. Кирилюк<sup>1</sup>,  
М.Н. Степанов<sup>1,2</sup>**

**elena\_vic\_l@mail.ru  
step\_m\_n@mail.ru**

<sup>1</sup>Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,

<sup>2</sup>ФГБУ «4 ЦНИИ МО РФ»

В работе рассматривается задача поиска оптимального управления в случае пространственного выведения орбитального блока с круговой низкой опорной орбиты (НОО) произвольного наклона на некомпланарную ей орбиту с помощью реактивного двигателя большой ограниченной тяги. Критерием оптимальности является максимизация выводимой массы. Задача решается на основе принципа максимума Л.С. Понтрягина, сводящего задачу оптимального управления к двухточечной нелинейной краевой задаче для системы обыкновенных дифференциальных уравнений.

Данная задача является актуальной для стадии проектно-баллистических расчетов, связанных с необходимостью определения максимально возможной массы полезного груза (ПГ), выводимого разрабатываемым средством выведения на целевые орбиты некоторого класса, или же с предварительным определением теоретической возможности доставки ПГ заданной массы на определенную целевую орбиту с помощью существующих средств выведения при проектировании космических аппаратов.

Представлен ряд результатов численного решения задачи оптимального пространственного межорбитального перехода между круговой НОО и произвольной целевой орбитой; продемонстрировано влияние эксцентриситета целевой орбиты на схему

выведения (структуру активных участков работы двигательной установки), а также рассмотрены особенности решения задачи поиска оптимального управления с точки зрения принципа максимума для переходов на целевые эллиптические орбиты, симметричные относительно плоскости НОО. Предложен подход к пересчету компонент начального вектора сопряженных переменных, основанный на свойствах первого векторного интеграла задачи оптимального управления, существующего в рамках рассмотрения модели центрального поля тяготения Земли, позволяющий произвести оперативный переход от некоторого имеющегося «исходного» решения к решению задачи выведения на целевую орбиту, симметричную «исходной» целевой относительно НОО. Данный подход в комбинации с методом продолжения решения по параметру существенно сокращает время, затрачиваемое на поиск приемлемого начального приближения вектора сопряженных переменных для краевой задачи принципа максимума, по сравнению с использованием только метода продолжения, в случае значительных отличий характеристик требуемых начальной и целевой орбит от соответствующих орбит для некоторого «исходного», имеющегося в базе решений перехода.

### ГРАФИЧЕСКАЯ ТРЁХМЕРНАЯ ИНТЕРПРЕТАЦИЯ ТЕЛЕМЕТРИИ МАНИПУЛЯТОРОВ

**Н.В. Котюженко,  
Л.А. Савин**

**nikita.kotuzhenko@gmail.com  
leonid.savin@sfc.ru**

РКК «Энергия» им. С. П. Королёва, г. Королёв

В настоящее время в составе Международной космической станции эксплуатируются несколько робототехнических систем, включающих в себя манипуляторы SSRMS, SPDM и JEMRMS. В ближайшем будущем планируется доставка на борт МКС манипулятора ERA. Задачи оценки и анализа функционирования манипуляторов мало чем отличаются от аналогичных задач для большинства бортовых систем МКС. Исключение составляет задача контроля пространственных перемещений. В сравнении с другими подвижными элементами конструкции МКС манипуляторы обладают большим числом степеней подвижности и, кроме того, могут перемещаться по поверхности станции.

Основным средством контроля пространственного положения манипулятора являются телекамеры, установленные на внешней поверхности МКС и на самом манипуляторе. Авторами предлагается вариант использования телеметрической информации, поступающей в ЦУП в режиме реального времени, для определения пространственной формы манипулятора и положения манипулятора относительно конструкции станции, и отображения полученных данных в виде трёхмерной картинке, соответствующей текущему состоянию реальных манипулятора и станции. Данная идея отвечает современной тенденции замены или дополнения графическими образами традиционного символического представления обработанной телеметрии.

В основу алгоритма, изложенного в докладе, положен метод преобразования координат Денавита и Хартенберга, который широко используется в современной робототехнике. В докладе даны основные геометрические и алгебраические выкладки, необходимые для реализации указанного метода в описываемом приложении. Кроме того, рассмотрены те конструктивные особенности манипуляторов МКС, без учёта которых графическая интерпретация телеметрии не будет соответствовать реальному состоянию контролируемых изделий.

Дополнительно предлагается распространить описанный метод графической интерпретации телеметрии на другие подвижные элементы конструкции МКС.

## **МЕТОДИКА ВЫБОРА ОПОРНОЙ ОРБИТЫ КА, РЕШАЮЩЕГО ИНФОРМАЦИОННЫЕ ЗАДАЧИ СККП В ОБЛАСТИ ГСО**

**А.Ю. Поздняков**

**anton.pozdnyakov@list.ru**

НИИЦ ЦНИИ ВВКО МО России, МГТУ им Н.Э. Баумана

При разработке космических систем на начальном этапе необходимо решить задачу баллистического проектирования для определения параметров рабочей орбиты, предполагаемых манёвров и потребного запаса характеристической скорости, от которого зависят параметры двигательной установки масса топлива на борту и конструкция всего КА.

В основе разрабатываемой методики лежит оценка дистанции максимального сближения КА-наблюдателя и исследуемых КО в области ГСО. Минимально допустимой считается дистанция обеспечения безопасного полёта исходя из недопустимости возникновения опасных сближений, равная 50 км. Максимально допустимой считается дальность эффективного функционирования целевой ОЭА. На основе этих критериев определяется орбита, которая обеспечит просмотр области ГСО за заданное время при выполнении минимального количества манёвров ухода от столкновения и сближения при исследовании заданного множества КО. Для выбора рациональной орбиты из множества квазисинхронных орбит используется однопараметрическая оптимизация на основе метода Хука-Дживса.

## **СПОСОБ ОБУЧЕНИЯ ОПЕРАТОРА ОПЕРАЦИЯМ ЭКСПЛУАТАЦИИ ТРЕНАЖЕРА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ «БЕГОВАЯ ДОРОЖКА» БД-2 ПРИ ТРЕНИРОВКЕ**

**А.Е. Ситников**

**Alexander.Sitnikov@sfoc.ru**

РКК «Энергия» им. С.П. Королева, г. Королёв

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 экстремальной ситуации в процессе эксплуатации техники с интенсивной выдачей визуальной информации.

Информация, содержащая описание ситуации и соответствующие ей действия, предъявляется 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 считываются элементы выше метки, затем ниже метки. Смысловые блоки в одной графической последовательности считываются 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

1. Патент RU 2127079. Российская федерация. Заявитель и патентообладатель - Ситников А.Е. Заявка 98107785714.
2. Тренажёр «Бегущая дорожка» БД-2. Руководство по эксплуатации.
3. Бортовая инструкция «Тренировка на бегущей дорожке БД-2».

### **РЕАЛИЗАЦИЯ БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ПОМОЩЬЮ КОРРЕЛЯЦИОННО-ФАЗОВЫХ ПЕЛЕНГАТОРОВ ТИПА «РИТМ»**

**И.Н. Валяев,  
А.О Жуков**

**igorvalyaev@rambler.ru,  
aozhukov@mail.ru**

Институт астрономии РАН

Составлен обзор корреляционно-фазовых пеленгаторов типа «Ритм» баллистико-навигационного обеспечения космических аппаратов. Доказаны и обоснованы преимущества привлечения средств радиотехнических интерферометрических измерений для определения орбит геостационарных спутников. Рассмотрены основные области применения радиоинтерферометров типа «Ритм». Предложен подход для решения задачи мониторинга относительного расстояния между спутниками путем применения дифференциальных измерений радиоинтерферометра.

### **МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КОРРЕЛЯЦИОННО-ФАЗОВОГО РАДИОПЕЛЕНГАТОРА**

**И.Н. Валяев,  
А.О Жуков**

**igorvalyaev@rambler.ru,  
aozhukov@mail.ru**

Институт астрономии РАН

Ставится задача разработки математической модели для изучения потенциальных возможностей корреляционно-фазового радиопеленгатора. Актуальность создания такой модели вытекает из непрерывно повышающихся требований к точностным характеристикам навигационных измерений КА, выполняемых измерительными средствами (ИС), что может быть обеспечено, помимо всего прочего, лишь при наличии адекватной математической модели, описывающей информационные связи между результатами навигационных измерений, параметрами радиосигнала, связывающего КА с ИС, и параметрами орбитального движения КА.

## СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ НОВЫХ КАТАЛОГОВ ДЛЯ ЗВЁЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ И ПРИКЛАДНЫХ ЗАДАЧ

А.О. Жуков<sup>1</sup>,  
В.С. Гедзюн<sup>1</sup>,  
А.И. Гладышев<sup>2</sup>,  
А.И. Захаров<sup>3</sup>,  
М.Е. Прохоров<sup>3</sup>,  
Н.И. Шахов<sup>4</sup>

aozhukov@mail.ru  
victorgedzyun@mail.ru  
tolya\_gladyshev@mail.ru  
zakh@sai.msu.ru  
mike.prokhorov@gmail.com  
shahoffnik@mail.ru

<sup>1</sup>Институт астрономии РАН

<sup>2</sup>НИЛ ВА РВСН им. Петра Великого

<sup>3</sup>ГАИШ МГУ

<sup>4</sup>4-й Центральный научно-исследовательский институт МО РФ

Задача определения ориентации КА в пространстве по расположению и блеску небесных светил требует наличия опорных каталогов звезд, содержащих сведения о координатах, собственных движениях и звездных величинах объектов, распределенных по всей небесной сфере. Часть объектов в таких каталогах должны рассматриваться как опорные объекты для ориентации, а другая часть – как звезды помехи. Основой для составления опорных каталогов являются современные обширные и глобальные астрономические обзоры неба, при этом часто встает задача вычисления величин звезд в заранее заданной спектральной полосе, соответствующей спектральной чувствительности применяемого приемника.

Доклад посвящен исследованию возможных погрешностей возникающих при редукции величин из исходных каталогов в опорный каталог для перспективных звездных прибором, использующих кремниевые фотоприемники.

В результате работы был составлен базовый каталог, содержащий сводную информацию о ~2,5 млн. звездах из каталогов WBVR, Кузинса, Tycho/Tycho-2, Hipparcos, 2MASS, Bright Star (BS), UCAC4.

## АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ ТОНКОЙ ОБОЛОЧКИ ПРИ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА

А.Ю. Луценко,  
Д.К. Назарова

aulutsenko@mail.ru  
dknazarova@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В процессе выведения полезных грузов на орбиту для увеличения энергоэффективности ракет-носителей (РН) производится сброс отработавших ступеней, переходных, хвостовых отсеков, створок головных обтекателей (ГО) и обтекателей разгонных блоков. Необходимо уметь надежно оценивать размеры районов падения отделяемых элементов, которые требуется уменьшать в связи с освоением ранее малоиспользуемых территорий. Это невозможно без точного знания аэродинамических характеристик (АДХ) отделяемых конструкций в широком диапазоне параметров набегающего потока. Определить АДХ тел возможно экспериментально, с помощью приближенных расчетных методов либо путем численного моделирования. Преимуществом численного моделирования является возможность выбора различных комбинаций параме-

тров потока и модели. Результаты численных расчетов могут значительно дополнить экспериментальные данные.

По статистике максимальные площади районов падения имеют створки ГО ракет-носителей. Численному моделированию обтекания такой створки ГО и посвящена настоящая работа.

Расчеты проводились в двух пакетах программ: AeroShape – 3D и OpenFoam. Модель представляла собой тонкостенную конструкцию, состоящую из полуцилиндрической части, полуконической части с углом  $\beta=20^\circ$  и сферическим носовым затуплением. Рассматривалось круговое обтекание модели в плоскости симметрии при числах Маха набегающего потока  $M_\infty=2,0$  и  $4,65$ .

Результаты показали, что течение носит сложный характер: наблюдается образование областей отрыва потока, вихревых структур, большого количества взаимодействующих скачков уплотнения. Получены структуры течения и аэродинамические характеристики, которые зависят как от числа Маха  $M$ , так и от угла атаки  $\alpha$ . Найдены балансирующие углы атаки створки, на которых она обладает невысоким аэродинамическим качеством. Показано, что необходимо использование дополнительных устройств для стабилизации конструкции.

### **К ЗАДАЧЕ О РАЗДЕЛЕНИИ ДВИЖЕНИЙ В ДИНАМИКЕ СИСТЕМ ГИРОСТАБИЛИЗАЦИИ**

Л.К. Кузьмина

[Lyudmila.Kuzmina@kpfu.ru](mailto:Lyudmila.Kuzmina@kpfu.ru)

Казанский авиационный институт (КНИТУ – КАИ)

Применительно к проблемам моделирования в динамике систем стабилизации, ориентации и управления развиваются понятия и методы классической теории устойчивости, с обобщением принципа сведения для общего качественного анализа. На основе развиваемого универсального подхода, с комбинированием идеологии теории устойчивости А.М.Ляпунова и асимптотических методов теории возмущений разрабатывается исходная постановка, позволяющая сводить решение задач моделирования и анализа динамики для многомасштабных систем к регулярной схеме, с декомпозицией системы. Предлагаются систематические процедуры для построения эквивалентных упрощенных систем в качестве систем сравнения (В.М.Матросов, Р.Беллман). При этом в качестве порождающей системы  $i$ , соответственно, в качестве порождающего решения принимаются укороченная (нелинейная по совокупности всех введенных переменных) система  $i$ , соответственно, - ее решение. Здесь, в отличие от традиционных подходов, порождающая система – сингулярно возмущенная; порождающее решение не есть вырожденное.

Применительно к потребностям динамики механико-математических моделей для систем стабилизации, ориентации и управления, с учетом их характерных 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, разделять параметры и переменные в исходной системе на существенные и несущественные, выявлять «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. Решаются



задачи построения оптимальной механико-математической модели, о минимальной модели (по Н.Н.Моисееву).

Полученные фундаментальные теоретические результаты применяются для инженерных задач систем гиростабилизации, позволяя получить новые важные решения для приложений в задачах стабилизации, ориентации и управления, с возможностью разделения каналов стабилизации и управления в нелинейной постановке.

Автор признателен Российскому Фонду Фундаментальных Исследований за поддержку работы (грант 15-08-00393).

## **ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРАВЛЕНИЯ НА МЕСТНУЮ ВЕРТИКАЛЬ ДЛЯ НАНОСПУТНИКА КЛАССА CUBESAT ПО АНАЛИЗУ ИЗОБРАЖЕНИЙ ЗЕМЛИ**

**И.А. Ломака, Е.В. Устюгов**

**igorlomaka63@gmail.com**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

В настоящее время идет процесс миниатюризации в различных областях техники. И космическая отрасль не является исключением. Уменьшение массы и габаритов спутников позволяет сократить как время, так и стоимость разработки соответствующих космических аппаратов (КА). С уменьшением количества используемых приборов снижается энергопотребление КА, а также повышается надежность работы системы управления движением.

Использование легкой, малозатратной, оптической системы, не имеющей подвижных частей, оправданно на МКА. Если такая система сможет обеспечить определение ориентации МКА с заданной точностью и в широком диапазоне начальных углов ориентации, угловых скоростей и высот, то она может быть использована как основная система определения угловой ориентации КА.

Следует заметить, что для работы обычных строителей вертикали используется ИК-диапазон электромагнитных волн, на отдельных участках которого происходит заметное поглощение и излучение атмосферных газов, в частности паров воды. При этом ИКВ обнаруживает контраст яркости между различными слоями атмосферы, то есть для построения местной вертикали используется не изображение края Земли, а линия контраста между слоями атмосферы. Предлагаемый алгоритм лишена этого недостатка, так как использует визирование горизонта в видимой части спектра. Такая система никогда не использовалась на наноспутниках.

Алгоритм видеовертикали заключается в следующем:

- на изображении получаемом с камеры выделяется линия горизонта;
- определяется радиус и центр окружности;
- дуга делится пополам и проводится линия, соединяющая центр окружности и середину дуги;
- эта линия может рассматриваться как след плоскости, проходящей через центр Земли, середину найденной дуги и центр масс МКА;
- аналогичная процедура производится и на второй камере;
- имея две перпендикулярные плоскости строятся нормали к ним;

Векторное произведение нормалей дает нам искомый вектор направления на местную вертикаль в ССК

### **СРАВНЕНИЕ МЕТОДОВ ТОМОГРАФИЧЕСКОЙ РЕКОНСТРУКЦИИ ШИРОТНО-ВЫСОТНОГО ПРОФИЛЯ ЭЛЕКТРОННОЙ КОНЦЕНТРАЦИИ ИОНОСФЕРЫ: МЕТОД ФИЛЬТРАЦИИ СВЁРТКОЙ И МЕТОД РО-ФИЛЬТРАЦИИ**

**П.Н. Николаев, О.В. Филонин**

**pnikolayev@gmail.com**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

Существующие радиолокационные средства исследования ионосферы и ионозонды позволяют проводить лишь локальную диагностику ионосферы. Создание достаточно плотной сети традиционных средств радиозондирования ионосферы весьма сложно и дорого. Низкоорбитальные (НО) (типа российской системы «Цикада» и американской «Транзит») и высокоорбитальные (ВО) (ГЛОНАСС/GPS) спутниковые навигационные системы и сети наземных приёмников дают возможность проводить зондирование ионосферы по различным направлениям и применять томографические методы, т.е. позволяют восстанавливать пространственную структуру электронной концентрации (полного электронного содержания) ионосферы.

Использование группировок НО спутников в задачах радиотомографии ионосферы является на сегодняшний день перспективным направлением исследования ионосферы, позволяющим получать оперативную информацию о состоянии ионосферы. Суть этой идеи заключается в том, что спутники, расположенные на круговой орбите, зондируют ионосферу на двух или более частотах, на основании чего рассчитывается полное электронное содержание (ПЭС) вдоль луча зондирования спутник-спутник. Применение томографических методов к получаемым интегральным характеристикам, обеспечивает непрерывное получение информации о двумерном распределении электронной концентрации в глобальном масштабе.

В работе проводится сравнение томографических методов одномерной фильтрации свёрткой FBP и двумерной ро-фильтрации BPF, в применении к задаче восстановления двумерного распределения электронной концентрации ионосферы в плоскости группировки НО спутников. Рассмотрены преимущества и недостатки обоих методов.

### **ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗБРОСА УСРЕДНЁННОГОБАЛЛИСТИЧЕСКОГО КОЭФФИЦИЕНТА НАНОСПУТНИКА ПОД ДЕЙСТВИЕМ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МОМЕНТА**

**У.М. Оразбаева**

**orazbaeva2012@bk.ru**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

В работе рассматривается движение относительно центра масс наноспутника под действием аэродинамического момента при движении на низких круговых орбитах. Величина углового ускорения, обусловленного аэродинамическим моментом, наноспутника, более чем на порядок выше, чем у спутников с большими размерами и массой (при одинаковом значении запаса статической устойчивости). Это расширяет диапазон высот, на которых аэродинамический момент, действующий наноспутник, является преобладающим.

В известных работах определение баллистического коэффициента рассматривается в детерминированной постановке. В данной работе рассматривается в вероят-

ностной постановке применительно к угловому движению наноспутника после отделения от транспортно-пускового контейнера. Следует отметить, что при отделении наноспутника от транспортно-пускового контейнера наибольший разброс из кинематических параметров имеет величина начальной угловой скорости. Данный разброс и определяет в основном случайный характер реализации угла атаки. Следовательно, и величина баллистического коэффициента носит случайный характер.

Используя выражение для усреднённого баллистического коэффициента [1], было проведено численное моделирование и получены функции распределения, плотности вероятностей и числовые характеристики статистического распределения усреднённого баллистического коэффициента наноспутника стандарта CubeSat как на момент отделения от транспортно-пускового контейнера, так и в процессе снижения. При этом в отличие от [1], на начальные значения угловых скоростей и углов не накладывалось никаких ограничений.

Полученные результаты использованы при создании облика аэродинамически стабилизированного наноспутника SamSat-QB50.

Список литературы

1. Оразбаева У.М. Определение усреднённого баллистического коэффициента наноспутника [Текст] / У.М. Оразбаева // труды XXXIX академических чтений по космонавтике / МГТУ. – 2015. – С. 325 – 326.

## ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ АЛГОРИТМА ВИДЕОНАВИГАЦИИ

**С.П. Симаков, Е.В. Устюгов**

**simba1393@gmail.com**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

В докладе рассматривается оценка точности алгоритма видеонавигации на близких относительных расстояниях в космическом пространстве. Особенностью алгоритма является использование интеллектуальных алгоритмов, обеспечивающих его быстродействие, и динамических моделей, являющихся этапом коррекции для алгоритма. Оценка точности производилась для двух численных экспериментов.

В первом эксперименте моделировалось отделение наноспутника от орбитальной ступени. При помощи алгоритма видеонавигации решалась обратная задача по определению относительной угловой скорости орбитальной ступени. Начальными условиями являются:

1. Орбита отделения наноспутников круговая  $H=380$  км;
2. Моменты инерции наноспутника и орбитальной ступени заранее известны;
3. Угловые скорости отделения известны заранее

Было произведено численное моделирование, в рамках которого было произведено 500 численных экспериментов. Получена диаграмма распределения ошибок угловых скоростей для данного моделирования. Во втором численном эксперименте моделировалось разделение двух наноспутников, при этом на одном из них установлена камера, фиксирующая реперы на поверхности другого наноспутника. Начальными условиями для численного эксперимента послужили следующие данные:

1. Орбита разделения наноспутников круговая  $H=380$  км;
2. Моменты инерции наноспутников заранее известны;
3. Угловые скорости разделения известны заранее

Результаты эксперимента говорят о хорошей работоспособности алгоритма для решения различных задач в области космической навигации.

### **ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ В ЗАДАЧАХ ИЗУЧЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ОКОЛОЗЕМНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**Д.Г. Васильев,  
В.В. Бетанов**

**vasiliev\_dmitry83@list.ru  
vlavab@mail.ru**

Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана

Космический аппарат (КА) движется в пространстве согласно определенным физическим законам, испытывая при этом на себе действие различных возмущающих факторов (несферичность Земли, гравитационное влияние Луны, Солнца и планет, аэродинамическое сопротивление атмосферы Земли, магнитное поле Земли, силы давления солнечного света), некоторые из которых имеют случайную природу и не поддаются прямому математическому описанию. Учет всех этих факторов при изучении движения КА является сложной задачей. В таких ситуациях невозможно создать реальную модель, описанную аналитически, поэтому применяются методы имитационного моделирования (ИМ). ИМ – универсальный метод исследования и оценки эффективности системы в условиях неопределённости, поведение которой зависит от воздействия случайных факторов.

Одновременно с определением вектора состояния КА выполняется задача уточнения параметров модели по результатам наблюдений с наземных измерительных станций. В результате мы приходим к задаче идентификации, которая решается в условиях дополнительных погрешностей (аномальные измерения, вычислительные ошибки, неполная реализация штатной схемы измерений). В такой постановке возникают дополнительные трудности при решении задачи, то есть расчеты проводятся в условиях не моделируемого движения. Для уточнения идентифицируемых параметров, при наличии ошибок измерений, предлагается использовать автоматизированный имитационно-моделирующий комплекс (АИМК).

В работе рассматривается концепция создания и взаимодействия основных элементов комплекса (управления движением КА, наблюдение и идентификация параметров состояния, измерения, внешние воздействия).

В процессе изучения орбитального движения околоземного КА делается упор на решение задачи идентификации параметров модели по наблюдениям вектора состояния КА в условиях неопределенностей (погрешностей).

### **СИСТЕМА МНОГОУРОВНЕВОЙ ИМПУЛЬСНОЙ КОРРЕКЦИИ**

**Ю.В. Великий, А.Н. Клишин**

**velikiyuv@yandex.ru**

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

В данной работе рассматривается проблема поражения цели коррекции боеприпасом с требуемой точностью при недостатке априорной информации о её действительном местоположении.

Для существующих систем импульсной коррекции характерно фиксированное значение корректирующего усилия, что приводит к проблеме «недостаточной» или «избыточной» коррекции. Проведённое цифровое моделирование полета для нескольких гипотетических систем с различной силой тяги корректирующих двигателей полностью подтверждает данное наблюдение. Для решения этой задачи авторами предлагается внедрение перспективной системы многоуровневой коррекции, ис-

пользующей в качестве исполнительных органов системы коррекции двигателя различной тяги.

Данная система коррекции осуществляет запуск корректирующего двигателя с требуемой тягой в зависимости от потребного для процесса наведения корректирующего усилия. Таким образом, уровень корректирующего усилия оказывается непосредственно связан с угловым положением летательного аппарата относительно цели, пеленгуемой головкой самонаведения.

Проведённое авторами исследование результатов цифрового имитационного моделирования данной системы показало, что корректно спроектированная система многоимпульсной коррекции с двигателями различной силы тяги действительно позволяет существенно снизить также исследованные в работе недостатки систем с корректирующими двигателями одной мощности, и, как следствие, существенно повысить точность системы наведения корректируемого боеприпаса в условиях частичной неопределённости целевой обстановки.

## **ТЕХНОЛОГИЯ АДАПТАЦИИ ВХОДА, ДВИЖЕНИЯ И ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В МАРСИАНСКИХ УСЛОВИЯХ ДЛЯ ЗЕМЛИ С УЧЁТОМ ВЛИЯНИЯ РАЗЛИЧНЫХ УСЛОВИЙ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ (ПРОЕКТ РИТД)**

**В.В. Корянов<sup>1</sup>,  
В.П. Казаковцев<sup>1</sup>,  
Ари-Матти Харри<sup>2</sup>,  
Юри Хейлимо<sup>2</sup>,  
Харри Хаукка<sup>2</sup>,  
С.Н. Алексашкин<sup>3</sup>,  
Игнасио Арруего Родригес<sup>4</sup>**

**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**

<sup>1</sup> Московский государственный технический университет им. Н.Э.Баумана;

<sup>2</sup> Финский метеорологический институт

<sup>3</sup> ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина,

<sup>4</sup> Национальный институт аэрокосмических технологий, Мадрид

Была разработана специальная технология для обеспечения спуска космического аппарата в атмосфере планеты. Технология основана на концепции использования надувных тормозных устройств, которая первоначально была разработана для посадки в условиях Марса. Конечная цель этого проекта – оценить возможность и преимущество этой технологии для применения в условиях спуска в атмосфере Земли для доставки полезных грузов небольшого размера с низких околоземных орбит с относительно небольшими затратами.

Основная цель этого проекта заключается в том, чтобы оценить и разработать эскизный проект такой системы спуска для всего соответствующего диапазона режимов в Земной атмосфере. Как ожидается, могут возникнуть дополнительные возмущения от атмосферы Земли во время входа, спуска и посадки. Данная технология предусматривает возможность доставки полезного груза массой 4-8 кг для доставки с околоземной орбиты.

Исследования показывают, что данная технология с использованием надувных тормозных устройств, изначально разработанных для спуска в условиях марсианской атмосферы, может быть применена для Земных условий. Полученные предварительные результаты открывают весьма хорошую перспективу, показывая, что текущая конструкция спускаемого аппарата для Марса может быть использована для Земли.

Исследования проводились для 120 различных видов условий входа и спуска в атмосфере Земли.

Анализ существующих технологий и современных тенденций показывают, что технологии с применением надувных тормозных устройств, исследуемых в данном проекте РИТД имеют высокий потенциал дальнейшего применения. Рассматриваемая технология может быть применена для доставки полезного груза в атмосфере Земли.

Участники проекта: Финский метеорологический институт, ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, Московский Государственный технический университет им. Н.Э.Баумана, Национальный институт аэрокосмических технологий, Мадрид.

Работа выполнена при поддержке Европейского союза по Седьмой рамочной программе FP7/2007-2013 в рамках Грант-Соглашения N263255 РИТД.

### **TECHNOLOGY ADAPTATION ENTRY, DESCENT AND LANDING SYSTEM SPACECRAFT IN MARTIAN CONDITIONS FOR EARTH CONSIDERING THE EFFECT OF DIFFERENT ENVIRONMENTAL CONDITIONS (RITD-PTOJECT)**

**Vsevolod V. Koryanov<sup>1</sup>,  
Victor P. Kazakovtsev<sup>1</sup>,  
Ari-Matti Harri<sup>2</sup>,  
Jyri Heilimo<sup>2</sup>,  
Harri Haukka<sup>2</sup>,  
Sergey N. Aleksashkin<sup>3</sup>,  
Ignacio Arruego Rodriguez<sup>4</sup>,**

**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**

<sup>1</sup>Bauman Moscow State Technical University,

<sup>2</sup>Finnish Meteorological Institute,

<sup>3</sup>Lavochkin Space Association,

<sup>4</sup>National Institute for Aerospace Technology, Madrid

Technology has been developed specifically for launching spacecraft into the planet's atmosphere. The technology is based on the concept of using inflatable braking device, which was originally developed for landing in conditions of Mars. The ultimate goal of this project - to assess the opportunities and advantages 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.

The main objective of this project is to evaluate and develop a conceptual design of such a system for launching the appropriate range of conditions in the Earth's atmosphere. As expected, there may be additional perturbations of the Earth's atmosphere during the entry, descent and landing. This technology provides the ability to deliver a payload weight 4-8 kg to deliver a low-Earth orbit.

Studies have shown that this technology with the use of inflatable braking devices, originally developed for the descent into the conditions of the Martian atmosphere, can be applied to Earth conditions. The preliminary results are opening a very good perspective, showing that the current design for the Mars landing vehicles can be used for the Earth. The studies were conducted for 120 different types of conditions of entry and descent into the Earth's atmosphere.

Project participants: Finnish Meteorological Institute, Lavochkin Space Association, Bauman Moscow State Technical University, National Institute for Aerospace Technology, Madrid.

This research was supported by the European Commission Seventh Framework Programme FP7/2007-2013 under grant agreement n° 263255 RITD.

## **ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ УПРАВЛЯЮЩЕГО ЩИТКА НА ЛОКАЛЬНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА**

**А.С. Епихин, В.Т. Калугин**

**andy\_e@bk.ru**

Московский государственный технический университет им. Н.Э.Баумана

При дозвуковом обтекании элементов летательного аппарата (ЛА) имеет место нестационарный срыв потока, который приводит к появлению пульсационных силовых нагрузок, это необходимо учитывать в расчете аэродинамических характеристик. Вихревые течения, генерируемые различными надстройками крыла, фюзеляжа или фонаря ЛА, могут воздействовать на элементы его конструкции, что вызывает их тряску (бафтинг).

Для численного моделирования бафтинговых явлений был использован открытый пакет OpenFOAM. Трехмерная неструктурированная расчетная сетка из гексаэдров, построенная вокруг модели создавалась с помощью утилиты snappyHexMesh. В задаче использовался решатель pisoFOAM, который применяется для расчета нестационарных несжимаемых турбулентных течений и использует алгоритм PISO (Pressure Implicit with Splitting of Operators – неявный метод с разделением операторов) для связи уравнения скорости и давления и модель турбулентности LES.

Рассмотрено обтекание тормозного щитка и установленного за ним килевого стабилизатора. Построена расчетная сетка с количеством 4x10<sup>6</sup> ячеек. В результате численного моделирования установлено, что нестационарный срыв потока с кромок тормозного щитка, приводит к существенным силовым нагрузкам на килевом стабилизаторе. Для их уменьшения предложены и проанализированы различные варианты тормозных щитков с видоизменными кромками и перфорацией. Получено, что видоизменение кромок тормозного щитка приводит к перестройке структуры течения и изменению пульсационных нагрузок на килевом стабилизаторе, в свою очередь, перфорация приводит к дроблению поля течения, и как следствие, уменьшению динамических нагрузок, максимальной амплитуды коэффициента поперечной силы и частоты.

## **РАСЧЕТ УСЛОВИЙ ОСВЕЩЕННОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ПРОЦЕССЕ ВЫВЕДЕНИЯ НА ЗАДАННУЮ ОРБИТУ**

**В.П. Казаковцев,  
А.Г. Топорков, В.В. Корянов,  
П.В. Просунцов**

**vpkazakovtsev@mail.ru;  
kafsm3@bmstu.ru**

Московский государственный технический университет им. Н.Э.Баумана

В данной работе рассматривается вопрос разработки методики расчёта условий освещенности космического аппарата (КА) и оценки времени возможного нахождения КА в тени от Земли в процессе его перелета с орбиты ожидания на заданную орбиту. Радиус круговой орбиты ожидания, наклонение плоскости орбиты и долгота восходящего узла считаются заданными. В качестве изменяемых параметров рассматриваются различные начальные положения Солнца в момент старта КА с орбиты ожидания. В качестве примера были рассмотрены условия освещенности КА при его выведении с орбиты ожидания на геостационарную орбиту с помощью двухимпульсного перелета.

В процессе создания телекоммуникационных спутниковых систем связи появляется множество проблемных вопросов, пожалуй, самым сложным и распространённым

является сохранение формы рефлектора зеркальной антенны в процессе выведения космического аппарата (КА) на рабочую орбиту. Поскольку рефлекторы антенн находятся в условиях периодических перепадов температур, вызванных нахождением КА в теневых участках орбиты они должны обладать повышенной термостабильностью в определённо-заданном интервале температур. Чтобы определить максимальные и минимальные значения температур, которые могут быть достигнуты, необходимо провести анализ условий освещенности КА в процессе его выведения на орбиту.

Анализ результатов расчетов показал, что при фиксированных величинах параметров орбиты ожидания, условия освещенности поверхности КА при его движении по переходной эллиптической орбите во многом определяются начальным положением Солнца в момент старта с орбиты ожидания.

В процессе перелета КА на геостационарную орбиту угол между направлением солнечных лучей и продольной осью аппарата плавно изменяется. График изменения этого угла в основном зависит от положения солнца на момент ухода КА с орбиты ожидания.

Время нахождения КА в тени от Земли в основном определяется величиной нормальной составляющей скорости, которая при двухимпульсном переходе будет максимальной в апогее переходной орбиты. Поэтому следует избегать попадания КА в тень от Земли на конечном этапе выведения.

### **СПУСК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ ПЛАНЕТЫ С ПРИМЕНЕНИЕМ СПЕЦИАЛЬНЫХ ТОРМОЗНЫХ УСТРОЙСТВ В УСЛОВИЯХ РЕЗОНАНСА**

**В.В. Корянов,  
В.П. Казаковцев**

**vkoryanov@mail.ru  
vpkazakovtsev@mail.ru**

Московский Государственный технический университет им. Н.Э.Баумана

Реализация задачи спуска спускаемого аппарата (СА) на поверхность небесного тела требует применения различного рода тормозных устройств. Применение лобовых экранов с аблирующей теплозащитой не дает возможности для непосредственной «мягкой» посадки СА на поверхность планеты. Поэтому приходится использовать дополнительное тормозное устройство. Совместное использование лобового экрана и парашютной системы в качестве тормозного устройства увеличивают массу СА. Для осуществления посадки предлагается использовать специальные надувные тормозные устройства (НТУ), которые позволяют осуществлять «мягкую» посадку СА на поверхность планеты без применения парашютной системы. Для обеспечения пассивной стабилизации СА еще на внеатмосферном участке полета разворачивается НТУ и весь аппарат вместе с НТУ закручивается вокруг продольной оси.

В работе исследована динамика углового движения космического спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством в условиях резонанса. Расчеты параметров углового движения СА выполнены с использованием разработанного авторами метода, основанного на предположении, что деформация НТУ происходит в плоскости пространственного угла атаки. Показано, что основным фактором, вызывающим изменение параметров углового движения СА после прохождения момента резонанса, является асимметрия внешней формы и величина скоростного напора. Асимметрия внешней формы деформированной НТУ приводит к значительным дополнительным величинам аэродинамического коэффициента момента. В зависимости от поперечной жесткости НТУ значения этого коэффициента могут достигать таких величин,



которые сильно влияют на динамику углового движения СА. В отдельных случаях пространственный угол атаки достигает таких значений, что движение СА с НТУ становится не устойчивым.

Работа выполнена при поддержке Европейского союза по Седьмой рамочной программе FP7/2007-2013 в рамках Грант-Соглашения N263255 РИТД.

## **РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ПРИ ЗАПУСКЕ ДУ САС**

**А.С. Бовтрикова,  
Г.Г. Мордвинцев**

**arinabovtrikova@gmail.com  
mgg1954@yandex.ru**

АО «Корпорация «МИТ», Москва

Основопологающей задачей в разработке современной ракетно-космической пилотируемой техники выступает обеспечение безопасности экипажа. Одним из средств повышения безопасности является система аварийного спасения (САС). С целью повышения надёжности работы САС проводится широкий ряд исследований, значительное внимание в которых уделяется оценке нестационарных нагрузок, испытываемых конструкцией при запуске двигательных установок (ДУ). В настоящее время проведение таких оценок представляет определенную трудность в силу недостаточно развитой базы методик по проведению экспериментов и инженерных расчётов с одной стороны, и необходимости затраты больших временных и вычислительных ресурсов для моделирования детальной картины происходящих процессов с другой стороны.

В работе представлены результаты тестирования пакета FloEFD на предмет возможности его применения для оценки нестационарных нагрузок от неустановившихся струйных течений. На основании полученных результатов проведено параметрическое исследование режима работы ДУ с целью разработки рекомендаций по его оптимизации. Исследованы закономерности развития струи, падающей на преграду в виде конструктивных элементов САС. Рассмотрено взаимодействие неустановившейся струи с набегающим потоком. Проведена оценка уровней нестационарных нагрузок на САС при различных условиях запуска ДУ.

В результате проделанной работы показана возможность использования пакета FloEFD в инженерной практике для расчета нестационарных струйных течений. Установлено, что максимальные нестационарные добавки к нагрузкам от запуска ДУ, испытываемые ЛА при наличии набегающего потока, гораздо ниже нестационарных нагрузок, получаемых при запуске ДУ неподвижного ЛА на высоте  $H=0$  км. Данный результат может служить основанием для разработки методики испытаний САС на поверхности Земли.

### **ОБЛЁТ ОБЪЕКТОВ КРУПНОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА МАНЕВРИРУЮЩИМ КА-ПЛАТФОРМОЙ С ОТДЕЛЯЕМЫМИ МОДУЛЯМИ НА БОРТУ**

**А.А. Баранов<sup>1,2</sup>,  
Д.А. Гришко<sup>2</sup>**

**andrey\_baranov@list.ru  
dim.gr@mail.ru**

<sup>1</sup>ИПМ им. М.В. Келдыша, <sup>2</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Столкновения объектов крупногабаритного космического мусора (ККМ) с другими космическими объектами сопровождаются образованием значительного числа осколков, обладающих большой кинетической энергией. Это может привести к лавинообразному росту числа опасных космических объектов. Удаление 3-5 крупных объектов в год с низких околоземных орбит является единственным способом предотвращения цепной реакции роста объектов космического мусора в будущем.

В данной работе рассматривается схема увода объектов ККМ с орбиты, предполагающая использование маневрирующей КА-платформы с отделяемыми модулями на борту. Для наглядного представления пространственного распределения объектов вводится портрет эволюции отклонений ДВУ, как основное средство графического отображения динамики относительного движения объектов ККМ в конкретной группе. Объекты ККМ в группах №1-3 устойчивы в своём относительном движении, поэтому конфигурация группы мало изменяется с течением времени. В этом случае можно применить последовательный облёт объектов в направлении естественной прецессии. Группа №5 представлена солнечно-синхронными орбитами, для которых последовательный облёт объектов является неэффективным. Для этой группы предложено так называемое диагональное решение, основанное на особенностях динамики изменения пространственного положения орбит объектов в группе, видимых на портрете эволюции отклонений ДВУ. Реализация диагонального решения требует применения элементов теории графов. Облёт объектов группы №4 сочетает в себе диагональное решение, применённое для группы №5, и последовательный облёт, принятый в группах №1-3. Отдельно изучен вопрос о количестве необходимых активных КА, а в случае групп №1-4 – о выборе продолжительности перелёта от одного объекта к другому.

### **ВЛИЯНИЕ УДЛИНЕНИЯ РЕШЁТЧАТЫХ СТАБИЛИЗАТОРОВ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

**П.Г. Белокуров**

**Pavel.g.belocurov@gmail.com**

АО «Корпорация «МИТ»

В работе рассмотрено влияние лобовой площади и геометрических характеристик стабилизатора на характеристики компоновки. Также показана возможность оптимизации проектных параметров стабилизаторов при сохранении требуемых характеристик ЛА.

Для определения влияния обтекания корпуса на решётчатые рули использовалась методика, основанная на сочетании полного численного расчёта течения около корпуса и инженерного подхода к определению АДХ решётчатых крыльев.

Проведённое исследование показало, что величина удлинения стабилизатора и его лобовой площади оказывают существенное влияние на аэродинамические характеристики компоновки стабилизаторов, которые в свою очередь влияют на характеристики летательного аппарата в целом. Выбор оптимальных значений проектных параметров позволяет снизить вес компоновки и аэродинамические потери при движении ЛА.

## СРАВНИТЕЛЬНЫЕ РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РАКЕТЫ СХЕМЫ «УТКА» В УСЛОВИЯХ «КОСОЙ ОБДУВКИ»

С.Н. Воропаев<sup>1</sup>,  
В.Т. Калугин<sup>2</sup>

my\_pool@aport.ru  
kaluginvt@mail.ru

<sup>1</sup>Конструкторское бюро точного машиностроения им. А. Э. Нудельмана,

<sup>2</sup>Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана

Присущее ракетам аэродинамической схемы «утка» явление «косой обдувки» усложняет процесс управления и требует учета при проектировании органов управления. Механизм возникновения данного явления определяется совместным влиянием структур течения около консолей руля и корпуса друг на друга и, совместно, на консоли крыла, в результате чего появляются перекрестные аэродинамические связи между каналами курса, тангажа и крена. Сложность указанных процессов ограничивает возможности инженерных методик расчета, а ограниченность доступных экспериментальных данных по аэродинамическим характеристикам ракет в условиях действия «косой обдувки» обуславливает актуальность применения методов вычислительной гидроаэродинамики.

В работе рассматриваются проблемы математического описания рассматриваемых течений, основными из которых являются проблемы моделирования течения в пограничном слое в контексте зарождения в характерных точках обтекаемого тела и срыва свободных вихревых структур, а также проблемы распространения этих структур в пространстве и взаимодействия между собой и элементами планера. При решении задачи на инженерном уровне, предполагающем использование тех или иных пакетов программ (коммерческих или свободных), решение данных проблем сводится к рациональному выбору параметров расчетной сетки и модели турбулентности. С использованием академической версии коммерческого пакета ANSYS CFX выполнена серия расчетов АДХ тестовой модели ЛА с известными экспериментальными АДХ. Расчеты выполнены для трех моделей турбулентности  $k-\varepsilon$ ,  $k-\omega$ SST, DES, перечисленных в порядке возрастания точности описания процессов обтекания и, соответственно, ресурсоемкости.

Продемонстрировано удовлетворительное соответствие результатов расчетов со всеми моделями турбулентности результатам эксперимента для умеренных углов атаки, не превышающих  $15^\circ$ . При углах атаки в диапазоне  $15^\circ-30^\circ$   $k-\varepsilon$  модель дает завышенное (около 20%) значение коэффициентов момента крена и рыскания. При этом результаты моделей  $k-\omega$ SST и DES наиболее близки как между собой, так и с данными эксперимента. Приводятся сравнительные спектры течения около консолей руля и крыла. Показано, что модель  $k-\omega$  SST позволяет получить адекватный результат при относительно не высоких затратах вычислительных ресурсов. При этом делается вывод о возможности применения для решения указанных задач наименее затратной, и более распространенной (доступной),  $k-\varepsilon$  модели турбулентности для умеренных углов атаки.

### **ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СПУТНИКОВОГО НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ**

**С.Н. Илюхин, А.Н. Клишин,  
О.С. Швыркина**

**kafsm3@bmstu.ru**

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Предметом работы являются основы коррекции инерциальной навигационной системы баллистических летательных аппаратов данными, периодически получаемыми от спутниковых навигационных систем типа ГЛОНАСС.

Использование таких коррекций для баллистических летательных аппаратов с целью повышения точности функционирования квазиавтономных систем управления является крайне актуальной областью прикладных исследований. Современные инерциальные навигационные системы и бесплатформенные инерциальные навигационные системы имеют некоторую совокупность всех типов ошибок их работы, вклад которых в суммарную ошибку определения положения центра масс объекта является различным. В ходе исследования, прежде всего, описываются основные алгоритмы работы собственно инерциальной навигационной системы и автоматической обработки информации, получаемой с гиринонтеграторов.

На практике известны четыре семейства методов использования спутниковой навигационной информации для повышения точности полёта летательного аппарата с учётом сохранения требований к максимальной доле автономного полёта на всей траектории. Каждое из данных семейств имеет свои положительные и отрицательные моменты. В рамках проводимого анализа подробно рассматривается вопрос наблюдаемости инерциальной системы управления по данным спутниковой навигационной системы.

Центральное место в работе занимает получение оптимального рекуррентного алгоритма оценивания координат движения летательного аппарата по дискретным данным спутниковой навигационной системы на основе байесовского подхода. В качестве завершения дана наглядная иллюстрация его эффективности в случае коррекции инерциальной системы управления данными спутниковой навигации в случае наличия конечного участка абсолютно автономного полёта.

### **МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ НЕПРЕРЫВНОГО ОБЗОРА ЗАДАННОЙ ЛОКАЛЬНОЙ ЗОНЫ НА ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ**

**В.П. Казаковцев, В.В. Корянов,  
А.Г. Топорков**

**kafsm3@bmstu.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В настоящем докладе рассматривается методика построения спутниковых систем (СС) непрерывного обзора заданной локальной зоны на поверхности Земли. Данная методика позволяет получать приемлемые результаты на этапе баллистического проектирования СС, в частности для формирования орбитальных группировок дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ).

Методика позволяет проектировать спутниковые системы на высоких эллиптических орбитах типа «Молния» с периодом обращения двенадцать часов, с возможностью осуществления непрерывного зонального обзора.

Однако высоты положения спутников в рабочей зоне обзора получаются порядка 20000...40000 км. При таких высотах, имеющаяся на борту аппаратура целевого назначения не позволяет получить точные данные наблюдаемого объекта с заданным разрешением. Поэтому рассматриваемая методика адаптирована, в том числе и для построения спутниковых систем, основанных на использовании круговых орбит.

Использование для построения спутниковой системы космических аппаратов (КА), находящихся на круговых орбитах в определённой степени нецелесообразно, так как эти КА быстро проходят заданную зону покрытия, следовательно, их количество в орбитальной группировке может исчисляться сотнями. Поэтому в рамках этой методики решается оптимизационная задача определения минимального количества спутников для обзора максимально возможной заданной локальной зоны земной поверхности.

В данном докладе сформулированы основные условия для построения спутниковой системы непрерывного обзора заданной локальной зоны на поверхности Земли. Разработано программное обеспечение, позволяющее определять параметры трассы КА и находить условия обзора заданной зоны.

В силу изложенного, разработанная методика даёт предпосылки для автоматизации процесса баллистического проектирования СС ДЗЗ на начальном этапе.

## **ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛОВ ОРИЕНТАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ДАННЫМ БОРТОВОГО ВИДЕОРЕГИСТРАТОРА**

**А.А. Недогарок,  
А.С. Попов**

**nk260an@gmail.com  
www-sm2@yandex.ru**

Московский Государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Дублирование бортовых систем, в том числе информационных, является одной из основных мер обеспечения надёжности авиационных и космических комплексов. Вместе с тем, установка дублирующих дорогостоящих датчиков и прочей аппаратуры ведёт к увеличению стоимости, зачастую неприемлемому для проектов, разрабатываемых учебными заведениями, инициативными группами и малыми предприятиями. В некоторых случаях более эффективным является косвенное дублирование. Например, извлечение информации об ориентации аппарата из данных видеорегистрирующего устройства при отказе инерциальной системы.

В работе предложена методика определения вектора ориентации аппарата по данным бортовой видеоаппаратуры, содержащим изображение тени наружных элементов аппарата на его поверхности. Решается обратная задача поиска углов тангажа, крена и рысканья по параметрам геометрии тени. Предложены и обоснованы методы регуляризации обратной задачи.

Проведён анализ точности рассчитываемых углов ориентации аппарата и ограничений использования описываемой методики. Рассмотрены варианты её применения:

- в бортовой системе ориентации аппарата для дублирования инерциальной системы;
- для апостериорной обработки результатов лётного эксперимента.

В качестве примера использования разработанной методики рассматривается обработка результатов лётного эксперимента стратостата «Метелица», разрабатываемого в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

### **МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ПОДХОДЫ К РЕШЕНИЮ ПРОБЛЕМ УПРАВЛЕНИЯ КРУПНОМАСШТАБНЫМИ ГРУППИРОВКАМИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**М.М. Матюшин<sup>1</sup>,  
Н.Л. Соколов<sup>1</sup>,  
В.М. Овечко В.М.<sup>1</sup>**

**snl@mcc.rsa.ru**

<sup>1</sup>ФГУП ЦНИИмаш

Анализ перспективных проектов исследования космоса показывает, что к основным тенденциям развития мировой космической деятельности следует отнести значительное расширение группировок КА различных типов и назначений, усложнение выполняемых ими целевых задач, активизация изучения дальнего космоса.

Это предопределяет необходимость решения качественно новых задач, в первую очередь, связанных с созданием эффективной космической инфраструктуры и оптимальным функционированием её отдельных структурных элементов. Особое внимание следует уделить развитию средств Центра управления полетами, как центрального звена наземного автоматизированного комплекса. Учитывая комплексный характер указанной проблемы, зависимость её решения от множества различных факторов, представляется целесообразным проведение упреждающих исследований по ряду различных направлений.

Построение перспективной космической инфраструктуры как сложной системы предполагает необходимость совершенствования методологии оптимизации процессов выполнения различных операций. При этом анализ существующей литературы показывает отсутствие общего методологического подхода к исследованию сложных систем управления системой объектов.

В настоящей работе предлагаются методологические подходы к исследованию отдельных аспектов проблемы управления крупномасштабными группировками космических аппаратов. В частности, дается описание подходов к оптимизации схем распределения наземных средств управления КА при их ограниченном ресурсе, к оптимизации структурного построения комплексов управления, к созданию рациональных моделей анализа формальной структуры оперативного контроля полетов космических аппаратов.

### **ОСОБЕННОСТИ ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СУЩЕСТВУЮЩИХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГЛОБАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ**

**А.Г. Топорков**

**toporkov.90@mail.ru**

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

На современном этапе развития глобальных навигационных спутниковых систем (НСС) разработка научных, методических и научно-технических средств и подходов по формированию обоснованных требований к фундаментальному координатно-временному обеспечению (ФКВО) характеризующих уровень практической реализации желаемого повышения точности навигационных определений является актуальной.

Для этого в первую очередь необходимо решить задачу учета уровня неопределенности знания и достижения необходимого уровня точности параметров ФКВО при разработке моделей баллистико-навигационного обеспечения (БНО) современных и перспективных глобальных НСС, таких как ГЛОНАСС, GPS, GALILEO и китайской BeiDou.

Для анализа состояния и перспектив совершенствования каждой из вышеперечисленной НСС в основу программно-алгоритмического комплекса (ПАК) положен принцип функционально-компонентной декомпозиции общей структуры системы. Таким образом, влияние достоверности и точности знания параметров ФКВО в явном виде проявляется только через структуру и содержание БНО, в то время как на точностные и другие характеристики радиотехнической аппаратуры и её алгоритмическое обеспечение они непосредственного влияния не оказывают, что позволяет считать проблемы построения радиотехнических систем НСС и аппаратуры потребителей навигационной информации инвариантными по отношению к проблемам БНО НСС.

В докладе рассматриваются особенности ПАК в виде обобщенной структуры универсальной имитационной модели функционирования ОГ НСС приемлемой размерности и структуры, описания не вызывающего сомнений принципов логики построения комплекса, перечня основных программно-алгоритмических элементов, включая выбор языка программирования, перечня типовых программ и указания степени их адаптации к решению целевых задач.

## **ПЕРЕХОД КА НА ОРБИТУ СПУТНИКА МАРСА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТОРМОЖЕНИЯ В АТМОСФЕРЕ**

**Сюй Вэйсин, В.В. Корянов**

**vkoryanov@bmstu.ru**

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Современная космическая техника в принципе позволяет осуществить полет к другим планетам. Однако ограниченные запасы топлива и жесткие требования к массово-геометрическим характеристикам аппаратов приводят к необходимости решать задачу оптимального перелета между планетами. Способ выведения космических аппаратов на орбиту планеты посредством реактивного торможения с помощью двигательной установки требует большого количества затрат энергии.

Работа посвящена вопросам перехода космического аппарата с межпланетной гиперболической орбиты на орбиту спутника Марса. Процесс состоит из двух частей: участка вне атмосферы и участка в атмосфере. В работе сформирована математическая модель движения КА на участке в атмосфере Марса.

Задача маневра заключается в переходе КА с начального положения на эллиптическую орбиту, затем на заданную конечную круговую орбиту вокруг Марса за минимальное количество времени с оптимальными затратами топлива. Осуществляется переход с эллиптической орбиты на круговую с помощью торможения в атмосфере Марса. Проводятся расчет траектории перехода КА с учетом торможения в атмосфере и анализ параметров движения, особенно суммарного времени и затрат топлива. Также рассматривается влияние различных начальных орбит по высоте апогея и заданных перигея в атмосфере Марса на суммарное время перехода на орбиту спутника и расход топлива. Результаты расчетов показывают, что использование торможения КА в атмосфере планеты экономит топливо по сравнению с чисто реактивным торможением.

# ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА МАЛОЕ НЕБЕСНОЕ ТЕЛО ПРИ УСЛОВИЯХ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПРИЖИМНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ТРОСА

Чэнь Дань Хэ, В.В. Корянов

vkoryanov@bmstu.ru

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены особенности углового движения космического летательного аппарата при посадке на малое небесное тело. Исследованы варианты посадки космического аппарата с использованием разных методов закрепления космического посадочного аппарата (КПА). Определены параметры оптимальной работы системы посадки с использованием комплексированной системы в различных условиях.

Для решения задачи посадки КПА на поверхность малого небесного тела применяются особые методы закрепления, которые могут обеспечивать надежное приземление при малом поле тяготения.

В данной работе проведен расчет динамики углового движения КПА при посадке на поверхность небесного тела с малым тяготением. Расчет выполнен с использованием разработанной методики, основанной на трех опорах посадочного аппарата с учетом влияния прижимных двигателей и натяжения троса при закреплении аппарата на поверхности малого небесного тела. В работе также рассматривается анализ условий работы методов закрепления КПА при посадке.

В данной работе также рассмотрены случаи посадки на поверхность планеты, когда прижимные двигатели включаются при условиях, если одна опора коснулась поверхности, две опоры коснулись поверхности и скорость КПА по оси  $OY$  положительная.

Полученные результаты расчета показывают, что посадка с применением прижимных двигателей с определенной силой тяги не может обеспечить надежную посадку. Изучив три режима работы прижимных двигателей, выяснилось, что двигатели, включающиеся при положительной вертикальной скорости КПА, более устойчиво обеспечивают успешную посадку.

Для оценки двух методов закрепления КПА на поверхности малого небесного тела также рассматриваются два варианта режима работы троса при посадке с разными величинами натяжения. Проведен анализ результата с условием натянутого троса все время с начала момента посадки и в случае, если трос выпускается, когда вертикальный координат КПА меньше одного метра. При изменении режима работы троса трансформируются пространственные координаты КПА и нагрузки, действующие на опорах. При определенном параметре начальной высоты, который является оптимальным для начала работы системы троса (осуществления выпуска троса), достигается самый стабильный режим посадки на поверхность малого небесного тела.

Рассмотренные случаи и полученные результаты показывают, что комплексированная системы (прижимные двигатели и тросовая система) закрепления КПА обеспечивает совершение посадки на поверхность малого небесного тела. Таким образом, в результате проведенных исследований определены оптимальные параметры работы прижимных двигателей и тросовой системы при посадке КПА на поверхность малого небесного тела, которые являются важными условиями в процессе исследования динамики посадки.



## ОЦЕНКА КОЭФФИЦИЕНТА ГОТОВНОСТИ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ

И.В. Матвеев, С.П. Вовченко

Коэффициент готовности ОГ состоящей из  $n$  КА удобно рассчитать используя метод Маркова. На рисунке 1 представлена Марковская модель ОГ с учетом следующих условий:

- существует всего 2 состояния ОГ – работоспособное и неработоспособное ;
- отказ одного КА из состава ОГ приводит к отказу ОГ;
- все КА из состава ОГ имеют одинаковую интенсивность отказов;
- не учитывать вероятность отказа НКУ, так как время восстановления работоспособного состояния ОГ в случае отказа НКУ пренебрежимо мало по сравнению со случаем отказа КА из состава ОГ.

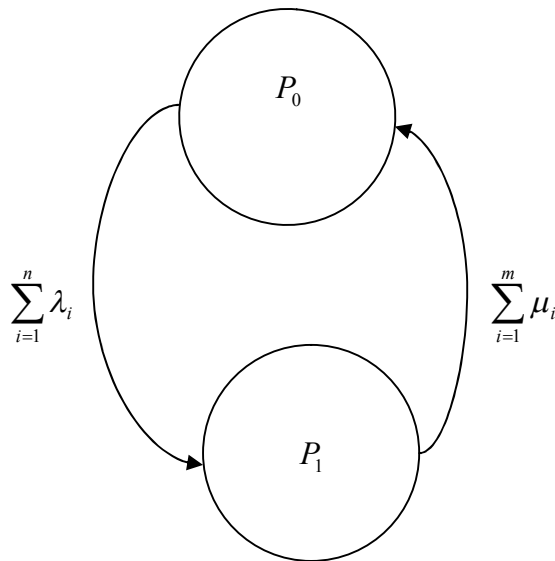


Рис. 1. Марковская модель ОГ

На основании марковской модели ОГ (рис. 1) можно построим математическую модель для расчета коэффициента готовности ОГ:

$$\begin{cases} P_0 \cdot \sum_{i=1}^n \lambda_i - P_1 \cdot \sum_{i=1}^m \mu_i = 0 \\ P_1 \cdot \sum_{i=1}^m \mu_i - P_0 \cdot \sum_{i=1}^n \lambda_i = 0 \\ P_0 + P_1 = 1 \end{cases}$$

где  $P_0$  — вероятность того, что ОГ окажется работоспособной в произвольный момент времени ( $K_{ог}$ );  $P_1$  — вероятность того, что ОГ окажется неработоспособной в произвольный момент времени;  $\lambda_i$  — интенсивность отказов  $i$ -го КА из состава ОГ;  $\mu_i$  — интенсивность восстановления ОГ  $i$ -м количеством КА;  $m$  — количество КА, вводимых одновременно в состав ОГ для возобновления ее работоспособности;  $n$  — количество КА в составе ОГ.

Интенсивность восполнения ОГ  $\mu_i$  определяется в соответствии отдельно. Интенсивность отказов  $i$ -го КА из состава ОГ можно определить по формуле:

$$\lambda_i = \frac{-\ln(P_i^{KA})}{T_i^{AC}}$$

где:

$P_i^{KA}$  — ВБР за САС  $i$ -го КА из состава ОГ;

$T_i^{AC}$  — САС  $i$ -го КА из состава ОГ.

Приближенные значения коэффициентов готовности ОГ  $K_G^{OG}$  состоящей из трех КА и одного общего НКУ представлены в таблице 1.

Таблица 1.

Состояние ОГ	Приближенные значения $K_G^{OG}$
Восполнение ОГ при прогнозируемом отказе в случае изготовленного КА	0,961
Восполнение ОГ при непрогнозируемом отказе в случае наличия изготовленного КА	0,957
Восполнение ОГ при непрогнозируемом отказе в случае отсутствия изготовленного КА	0,83

Для современных КА в техническом задании коэффициент готовности орбитальной группировки, как правило, задается не менее 0,95. Исходя из таблицы 1 можно сделать вывод, что для поддержания ОГ в работоспособном состоянии и выполнения требований ТЗ в части требований к коэффициенту готовности ОГ достаточно иметь хотя бы один изготовленный КА на заводе - изготовителе.

## О ПРИМЕНИМОСТИ СОВРЕМЕННЫХ CFD КОМПЛЕКСОВ ANSYS В ЗАДАЧАХ МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ КАПЕЛЬНОЙ ЖИДКОСТИ С ГАЗОВЫМ ПОТОКОМ И МЕЖДУ СОБОЙ

**Е.С. Меркулов, В.И. Хлыбов**

АО «ГРЦ Макеева»

В предыдущих работах авторов, выполненных совместно со специалистами ЦНИИ-маш [1-3], показана возможность исследования газодинамики старта ракет носите-

лей с помощью средств математического моделирования. Разработанные методики позволяют получать оценки газодинамических и ударно-волновых нагрузок на РКН и стартовый комплекс с высокой степенью точности.

Тем не менее возможности данных методик, на данный момент, ограничены только однофазными потоками, тогда как в современных ракетных комплексах космического назначения активно продвигаются идеи применения водоподачи в проем стартового сооружения для снижения газодинамических и акустических нагрузок.

В данной работе рассмотрены возможности современных расчетных комплексов по вычислительной газодинамике в части решения задач взаимодействия капельных жидкостей с потоком. Рассмотрены имеющиеся модели взаимодействия частиц жидкости с потоком и модели тепломассопереноса. Представлены результаты валидации на наиболее популярных экспериментальных данных. Предложены рекомендации по построению методики оценки газодинамических и ударно-волновых нагрузок на РКН при старте с учетом наличия водяной завесы в стартовом проеме.

Источники:

1. Автоколебания при взаимодействии многоблочных струй двигательной установки ракет со стартовым сооружением. Меркулов Е.С., Хлыбов В.И., Сафронов А.В. - доклад, «Королевские чтения 2012»
2. Экспериментально-расчетная методика исследования эжекционных процессов при старте ракет носителей. Меркулов Е.С., Хлыбов В.И., Сафронов А.В. - доклад, «Королевские чтения 2014»
3. Результаты расчетно-экспериментальных исследований газодинамики блочных струй продуктов сгорания и процессов эжекции в проеме пускового стола при старте. Меркулов Е.С., Хлыбов В.И., Сафронов А.В., Кудимов Н.Ф., Кравчук М.О.- доклад, «Королевские чтения 2015»

## **ОЦЕНКА НАКОПЛЕНИЯ ПОГРЕШНОСТИ ОКРУГЛЕНИЯ ПРИ ЧИСЛЕННОМ МОДЕЛИРОВАНИИ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

**А.А. Недогарок, В.В. Бетанов**

**nk260an@gmail.com, vlavab@mail.ru**

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

В большинстве современных цифровых вычислительных средств при моделировании физических процессов для представления числовых величин используется формат с плавающей точкой (называемый также форматом с плавающей запятой). Данный формат и специфика математических действий с ним заданы стандартом IEEE-754.

Особенностью формата числа с плавающей точкой по IEEE-754 является ограниченная разрядность. В связи с этим каждая дробная величина, включая промежуточные и конечные результаты математических действий, представляется с округлением по младшему разряду мантииссы. В длительных многоитеративных расчётах ошибка округления накапливается. Данная проблема особенно актуальна для численного моделирования движения летательных аппаратов путём интегрирования системы дифференциальных уравнений движения.

Целью работы является оценка величины накапливаемой погрешности округления и динамики её роста в зависимости от шага численного интегрирования и вида системы дифференциальных уравнений движения.

Для технического обеспечения оценки погрешности округления составлена специальная библиотека классов и функций C++. Проведён ряд численных эксперименталь-

ных расчётов на различных моделях, включающих дифференциальные уравнения движения космического аппарата в прямоугольных координатах, и в равноденственных элементах.

Проведён анализ полученных данных, определены направления дальнейших исследований, предложены методы повышения точности численного моделирования движения летательных аппаратов.

### **ОПТИМИЗАЦИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ КРЫЛА ОБРАТНОЙ СТРЕЛОВИДНОСТИ С УЧЁТОМ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ**

**А.А. Недогарок,  
В.А. Бондарев, В.А. Солдатов**

**nk260an@gmail.com,  
vbond.project@gmail.com,  
kibersoldier@gmail.com**

Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана,  
НИЯУ МИФИ

В работе решается задача определения оптимального угла обратной стреловидности для крыла беспилотного летательного аппарата (БПЛА) для заданного диапазона параметров полёта и проектных параметров аппарата.

Разрабатываемый БПЛА имеет аэродинамическую схему «летающее крыло» обратной стреловидности с большим удлинением. Аппарат предназначен для выполнения целевых задач на высотах от 15 000 до 20 000 м при полёте с малой дозвуковой скоростью. Учитывая данные особенности разрабатываемого БПЛА использование крыла обратной стреловидности может является оправданным с точки зрения обеспечения максимального аэродинамического качества и снижения индуктивного сопротивления.

Для выбора оптимальных параметров крыла проводится серия вычислительных экспериментов по определению аэродинамических характеристик конфигураций с варьируемыми геометрическими параметрами.

Анализ полученных результатов позволил определить оптимальный угол обратной стреловидности крыла, обеспечивающий максимальное аэродинамическое качество при заданном наборе прочих проектных параметров и для заданных режимов полёта. Подтверждено преимущество крыла обратной стреловидности по аэродинамическому качеству перед обычным стреловидным крылом.

Полученные результаты предназначены для использования в качестве исходных данных для дальнейшего формирования облика аппарата, исследования аэроупругих свойств его крыла и разработки системы управления.

## **МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ИНФОРМАЦИОННО-СТАТИСТИЧЕСКОГО СИНТЕЗА БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМ ДАННЫМ**

**В.В. Корянов,  
В.Т. Нгуен**

**vk.sm3.bmstu@gmail.com,  
victoriousvn@yahoo.com**

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

В процессе разработки беспилотных летательных аппаратов (БЛА) этап экспериментальной отработки занимает ключевое место. Целью экспериментальной отработки БЛА является подтверждение соответствия конструктивных и проектных параметров образцов БЛА, заданных требованиями и ограничениями. Основные задачи, решаемые в процессе экспериментов БЛА, состоят в отработке измерительной информации, позволяющей оценивать и идентифицировать характеристики БЛА и, что особенно важно, формулировать проектно-функциональные связи, аппроксимирующие данные измерительной информации.

В данной статье обоснованы приемлемые условия применения статистических критериев (критерий детерминации или критерий Дарбина — Уотсона) для оценки степени полноты экспериментальной модели БЛА и представлена схема анализа аэродинамической модели методом статистического синтеза структурно-параметрических проектных решений на основе множественной регрессии.

## **О НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЯХ С ФЕДЕРАЛЬНЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ ЗАПУСКАМИ СПУТНИКА СВЯЗИ «ЭКСПРЕСС-МД2» И СТАНЦИИ «ФОБОС-ГРУНТ»**

**А.В. Кудрявцева**

В последние годы в области космической индустрии отмечается большое количество аварийных ситуаций при запусках космических аппаратов (КА).

По данным американского Стратегического командования NORAD, ежегодно около 40% космических запусков осуществляется ракетоносителями (РН), изготовленными в России. В соответствии со статистическими данными российских запусков космических аппаратов (КА), отказов с коммерческими полезными нагрузками заметно меньше, чем при установке на РН федеральных спутников.

Как правило, авария на борту КА практически полностью уничтожает доказательную базу нештатной ситуации (НШС), что затрудняет объективное расследование причины, по которой произошел сбой. Примеры НШС и причины, которые, возможно, имеют одну основу:

1. Сбой, произошедший в ночь на 9 ноября 2011 года при выведении российской межпланетной станции «Фобос-Грунт», запущенной с космодрома Байконур, на траекторию отлета к Марсу. После отделения станции от РН «Зенит-2SB» не запустилась маршевая двигательная установка, и КА «Фобос-Грунт» остался на околоземной орбите. По официальной версии межведомственной комиссии причиной является перезапуск бортового комплекса управления перелетного модуля.

Есть основания полагать, что возникновение данной НШС было вызвано другой причиной – рассинхронизацией во времени между бортовым (МСК) и декретным временем (ДМВ) в КА.

Стратегическое командование США, отвечающее за контроль космического пространства, убрало со своего специализированного сайта все данные, касающиеся полета КА «Фобос-Грунт», что стало исключительным случаем в практике.

Прослеживается неукоснительное подчинение гражданских космических агентств ЕКА и NASA стратегическому командованию США в вопросах сотрудничества с российской стороной, которой фактически было отказано в предоставлении данных об исследовательском КА.

2. 7 августа 2012 года запуск «Протона-М», выведившего на орбиту российский спутник связи «Экспресс-МД2», закончился нештатно. Официально было объявлено, что компоненты топлива перестали поступать в маршевую двигательную установку разгонного блока (РБ) «Бриз-М» из-за сбоя в тракте наддува топливного бака. Спутник не был выведен на геостационарную орбиту.

Анализ данных о работе РБ позволил предположить, что при расчете новой циклограммы полета была допущена ошибка при перерасчете времени на 4 и 5 этапе.

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

### ВЫВОДЫ:

На основании вышесказанного, применительно к НШС на КА, было бы целесообразно:

1. Ужесточить контроль на всем протяжении технологического процесса изготовления, а особенно на стадии приемки военно-космической техники. Такой опыт был на всех предприятиях ВПК в СССР.
2. Полностью исключить использование электронных компонентов, произведенных на территории других стран.
3. Необходимо срочно начать производство всех комплектующих, в особенности электронных компонентов на российских предприятиях по программе импортозамещения.
4. Начать подготовку собственных, российских специалистов по безопасности, аналитиков и международных по космической деятельности.

## **ВЫБОР ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ – СБОРЩИКОВ МУСОРА НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ С МАЛОЙ ТРАНСВЕРСАЛЬНОЙ ТЯГОЙ**

**С.А. Ишков, Г.А. Филиппов**

**ishkov@ssau.ru, grigory\_ssau@mail.ru**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

Утилизация фрагментов космического мусора (ФКМ) становится всё более актуальной проблемой. Особенно остро эта проблема стоит для уникальной геостационарной орбиты, где плотность размещения космических аппаратов очень высока. Среднее расстояние между космическими аппаратами на геостационарной орбите составляет величину порядка 500 км, что является не желательным с точки зрения безопасного функционирования систем связи и поддержания орбиты.

Для очистки геостационарной орбиты предлагается создание специального космического аппарата – сборщика мусора (КАСМ), снабжённого электроракетным двигателем малой тяги. КАСМ и запас топлива должны быть выведен на геостационарную орбиту, где произойдёт активация КАСМ и его работа.

С баллистической точки зрения самой сложной является операция сближения с ФКМ. Предлагается использование простого аналитического алгоритма управления сближением. Алгоритм управления состоит из двух участков знакопостоянства ускорения от тяги (тормозной и разгонный) и пассивного участка между ними. Такая программа обеспечивает минимальный расход рабочего тела, что также является актуальным для геостационарной орбиты.

Рассматривается совместное управление элементами относительного движения в цилиндрической системе координат, центр которой помещён в центр масс ФКМ. Сначала решается задача приведения центра эллипса относительного движения в начало координат. Затем решается задача определения точки начала операции – положение КАСМ на эллипсе относительного движения.

По известным параметрам орбиты КАСМ и ФКМ определяется относительное положение КАСМ и ФКМ, размер малой полуоси эллипса относительного движения. Варьированием продолжительности пассивного участка и положения КАСМ на эллипсе относительного движения, по аналитическим соотношениям определяется продолжительность участков знакопостоянства ускорения от тяги.

## **АНАЛИЗ ИЗМЕНЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ДАВЛЕНИЯ СФЕРЫ ЗА СЧЕТ МАЛЫХ ВАРИАЦИЙ ЕЁ ПОВЕРХНОСТИ ПРИ ГИПЕРЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ**

**А.Ю. Мокин, Р.К. Швалева**

**src@makeyev.ru**

ОФПАТ ЧНЦ УрО РАН, АО «ГРЦ Макеева»

Центр давления сферы (полусферы) при ее гиперзвуковом обтекании потоком газа, без учета ввиду относительной малости сил трения, совпадает с ее геометрическим центром. Ориентация сферы относительно потока может быть достигнута или путем малого смещения центра масс в направлении желательного положения критической точки, или за счет малого изменения формы, например – поверхности передней, потенциально наветренной части сферы. В обоих случаях, в первом – при учете возможного изменения формы лобовой части сферы за счет малых упругих деформаций конструкции и абляции теплозащитного покрытия, во втором – непосредственно, необходимо иметь оценки потенциально возможного изменения положения центра давления сферы при малых вариациях ее поверхности.

Рассмотрена задача оценки вариаций положения центра давления гиперзвуковых спускаемых летательных аппаратов, имеющих сферическую или близкую к сферической форму, за счет малого изменения формы поверхности передней части. В рамках метода дифференциальной гипотезы локальности с использованием теории Ньютона и метода местных сфер получены аналитические интегральные выражения линейного функционала, определяющего изменение положения центра давления для заданного изменения формы передней части сферы. Получены интегральные выражения и численные оценки нормы указанного оператора-функционала. Указан вид вариации поверхности, реализующей максимальную вариацию центра давления при заданных ограничениях изменения формы передней части сферы. Аналитические оценки подтверждены результатами прямых численных расчетов обтекания в рамках уравнений Эйлера и модифицированных уравнений Навье-Стокса. Показано, что линейное изменение центра давления сферы может в 3-4 раза превышать величину нормальных вариаций ее поверхности, как при ламинарном, так и при турбулентном режиме обтекания.

### ОСОБЕННОСТИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА ТЕЛА ПРИ НАЛИЧИИ АСИММЕТРИЙ

А.И. Комиссаренко<sup>1</sup>,  
Ф.А. Максимов<sup>2</sup>

f\_a\_maximov@mail.ru

<sup>1</sup> КБП, г. Тула, <sup>2</sup> ИАП РАН, г. Москва

Приведены результаты теоретического исследования динамики полета проворачивающегося осесимметричного тела и стабилизируемого аэродинамическими косо-поставленными поверхностями, при наличии асимметрий, вызванных смещением центра масс от геометрической оси тела, эксцентриситетом тяги или относительно большим отклонением угла установки одной из аэродинамических поверхностей от среднего значения угла установки.

Для исследования вопросов устойчивости использована система дифференциальных уравнений движения в связанной системе координат с учетом следующих сил и моментов: тяги с учетом эксцентриситета; осевой, нормальной и боковой аэродинамических сил и их соответствующих моментов; аэродинамического демпфирующего момента; вращающегося и демпфирующего моментов лопастей косо-поставленного оперения. Поворот одной из лопастей на дополнительный угол приводит к аэродинамической асимметрии в аэродинамических свойствах в связанной системе координат. Малая асимметрия в распределении массы или эксцентриситет тяги вызывают появление малых дополнительных моментов, которые изменяют положение оси динамического равновесия по сравнению с положением оси, соответствующим идеально изготовленному объекту.

Показано, что траектория полета тела существенно зависит от его вращательного движения относительно центра масс. Установлено, что резонансы между собственным вращением тела с поперечными колебаниями относительно центра масс могут приводить к большим углам атаки и скольжения и, как следствие, к существенному отклонению траектории движения от траектории, близкой к баллистической. Получена оценка допустимой величины возмущающих факторов (эксцентриситета тяги, асимметрии в повороте аэродинамических поверхностей, смещение центра масс от оси симметрии), позволяющих обеспечить приемлемые значения полетных углов атаки и скольжения.

### ЧИСЛЕННО–АНАЛИТИЧЕСКОЕ ПОСТРОЕНИЕ ПЕРИОДИЧЕСКИХ ДВИЖЕНИЙ СИММЕТРИЧНОГО СПУТНИКА, РОЖДАЮЩИХСЯ ИЗ ЕГО ГИПЕРБОЛОИДАЛЬНОЙ ПРЕЦЕССИИ

Е. А. Сухов

sukhov.george@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассматривается движение динамически симметричного спутника –твердого тела относительно центра масс на круговой орбите. Одним из частных случаев такого движения является гиперболоидальная прецессия. В данной работе было построено однопараметрическое семейство периодических движений, рождающихся из его гиперболоидальной прецессии. Параметром семейства является отклонение полной механической энергии от ее значения на гиперболоидальной прецессии. При малых значениях параметра указанные периодические движения были получены методом Ляпунова в виде сходящихся рядов. При произвольных значениях параметра для построения периодических движений применялся численный метод, предложенный в А. Г. Сокольским и С. Р. Каримовым.



## НОВАЯ ТЕХНОЛОГИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ ТРАЕКТОРИЙ ДВИЖЕНИЯ ПЛАНЕТ И СПУТНИКОВ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

П.П. Бохон, Д.Ю. Клементьев

kliemientiev74@mail.ru

Для уточняющего анализа движения планет и Галактики (Г) использовано общедоступное информационное поле. Используя последние данные в модели движения колеса, получаем координаты траектории движения и значение скоростей Земли, ее спутника и всех планет и спутников Солнечной Системы (СС) относительно Центра Галактики (ЦГ). В модели колеса скорость любой точки колеса это величина переменная, равная сумме скоростей поступательного и вращательного движения. У каждой из планет СС свой период разгона и торможения, свой цикл. Эти фазы имеют разное временное значение. Свойства пространства влияют на изменение скорости Земли таким образом, что чем ближе тела СС к ЦГ тем их абсолютная скорость меньше. Имея расчеты траекторий движения Земли, Луны и других планет СС можно рассчитать оптимальную дату для запуска космического корабля на Луну и другие планеты СС и момент времени возвращения космического корабля назад на Землю. Скорости планеты (спутника) должны быть при старте (финише) примерно одинаковыми. Не соблюдение этого условия не даст возможности вернуться назад, даже если был успешным первый этап полета на планету или Луну. Одни планеты увеличивают скорость, относительно скорости Солнца, в одно и то же время. Каждая планета имеет свой цикл (фазы). Но все планеты и их спутники, и другие тела СС движутся в одном направлении, как и все звезды нашей Г. Это направление известно для нас. Когда Кеплер и Коперник делали свои выводы они не знали о том, что СС, как и вся Г перемещается в пространстве с какой-то скоростью в каком-то направлении. Наши опыты и эксперименты показывают совсем другую картину. Длина траектории Земли от весеннего до осеннего равноденствия намного меньше, чем от осеннего до весеннего равноденствия. СС, как маленькое колесо, движется в системе большего колеса - это наша Г. Новая технология баллистических расчетов движения планет СС позволит определить скорость планеты относительно скорости Солнца в любой точке траектории планеты, а это обеспечит точный баллистический расчет для полетов на Луну и другие планеты СС.

## ФАКТЫ И МИФЫ ОБ ОРБИТЕ ГАГАРИНА: БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ

Р.Ф. Муртазин,  
Благов В.Д.

Rafail.Murtazin@rsce.ru,  
Victor.Blagov@sfoc.ru

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

Как известно, фактическая 108 минутная орбита Гагарина имела значительные отличия от номинальной орбиты, в результате чего точка посадки Первого космонавта отличалась от предварительно рассчитанной. Ввиду повышенной секретности официальный отчет о полёте изобилует множеством ошибок, начиная с фактической точки старта, которые впоследствии привели к большому количеству заблуждений. В атмосфере эйфории от успеха полёта Первого космонавта так и не был опубликован полноценный баллистический отчет, включающий рассмотрение серьезных нештатных ситуаций (НШС), зафиксированных в полёте. Эти НШС относятся как к выведению космического корабля (КК) «Восток», так и к его сходу с орбиты, которые в обычной практике пилотируемых полётов приводят к необходимости работы специальной комиссии.

## Секция 13

Используя специальную программу для баллистического моделирования STK 9.0, знание основных характеристик КК «Восток», свидетельства непосредственных участников этого запуска была восстановлена расчетная траектория полёта КК «Восток-1» согласно принятому на пуск Полётному Заданию. После приложения к расчётной траектории возмущений от НШС была получена и фактическая траектория, соответствующая реальной точке посадки Гагарина.

На основе полученной траектории, рассматриваются и опровергаются различные мифы о полёте Гагарина, широко распространённые в Интернете.



## АЭРОКОСМИЧЕСКОЕ ОБРАЗОВАНИЕ И ПРОБЛЕМЫ МОЛОДЕЖИ

### РЕАЛИЗАЦИЯ ФЕДЕРАЛЬНОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО СТАНДАРТА ПУТЕМ ВНЕДРЕНИЯ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО КОМПОНЕНТА

Т.В. Михайлова

mihTV1967@yandex.ru

Школьный музей космонавтики им. К.Э. Циолковского

Федеральный государственный образовательный стандарт уверенно входит в Российское образование. Внедрение аэрокосмического компонента в образовательный процесс является актуальным, т.к. 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 способны помочь освоению основной образовательной программы основного общего образования, т.к. содержат 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. Кроме того космонавтика всегда будет оставаться привлекательной для прогрессивной молодежи.

В 1982 году в школе №16 города Рязани был создан музей основоположника космонавтики К.Э.Циолковского. Музей космонавтики им. К.Э.Циолковского МБОУ «Школа №16» города Рязани входит в ассоциацию музеев космонавтики России (АМКОС), включён в краткий информационный справочник «Космонавтика в музеях России».

Внедрение аэрокосмического компонента на уроках физики. Физика изучает физические явления и физические свойства тел и материального мира в целом. Земля – маленькая частица окружающего нас мира – Вселенной, «колыбель человечества».

Отсюда и следуют широкие возможности физики для реализации Федерального Государственного образовательного стандарта. Обучение и воспитание неотделимы.

Воспитание школьников и аэрокосмический компонент. Школьный музей космонавтики им. К.Э.Циолковского формирует уверенность в своих силах, гордость за свою историю, народ, желание укрепить могущество страны, родного края, умение понимать проблемы жизни и решать их на основе современного знания особенностей развития общества и природы. Творческая деятельность учащихся в рамках музея развивается самостоятельное мышление ребёнка по поиску способов её решения, включается пусковой механизм творческой активности.

В работе музея широко используется проектный метод обучения, так как ориентирован он на достижение целей самих обучающихся, формирует большое количество умений и навыков, развивает и поддерживает творческую индивидуальность ребёнка. В результате планомерной работы ежегодно члены совета музея представляют свои исследовательские работы и проекты на конкурсах различного уровня: Всероссийский конкурс среди обучающихся «Космос», Международная конференция «Человек-Земля-Космос», Всероссийская конференция актива школьных музеев космонавтики «Мы - дети Галактики», Фестиваль школьных музеев космонавтики. Учащиеся неоднократно становились призерами этих конкурсов.

Аэрокосмическое образование является выражением важнейших тенденций при реализации Федерального государственного образовательного стандарта.

### **ВСЕРОССИЙСКАЯ ОЛИМПИАДА ШКОЛЬНИКОВ «ШАГ В БУДУЩЕЕ, КОСМОНАВТИКА» КАК ОДИН ИЗ СПОСОБОВ РАЗВИТИЯ ТВОРЧЕСКОЙ ОДАРЁННОСТИ ОБУЧАЮЩИХСЯ**

**Н.Б. Думанова**  
**Е. А. Котова**

**n.dumanova@mail.ru,**  
**kea.2011.1971@mail.ru**

МБОУ гимназия городского округа г. Урюпинск

Работа с одаренными, талантливыми и способными детьми, их выявление и развитие является одним из главных направлений исследовательской деятельности. Исследовательская деятельность создает условия для развития одаренных детей, чья одаренность в настоящий момент, может быть, еще не проявилась. Способные дети, систематически занимаясь исследовательской деятельностью, могут качественно развить свои способности, так как создаются максимально благоприятные условия для интеллектуального развития.

С целью выявления и поддержки одаренных учащихся, развития их интеллектуальных и творческих способностей с 2004 года учащиеся гимназии участвуют во Всероссийской олимпиаде школьников «Шаг в будущее, космонавтика». За эти годы 31 учащийся принял участие в программе. Участие в программе двухуровневое: на первом этапе учащиеся представляют свои научно-исследовательские работы в оргкомитет программы для отбора. Учащиеся, получившие приглашение на конференцию, выступают в течение двух дней с докладами о своих научных результатах перед учёными, специалистами и своими сверстниками. В жюри программы работают выдающиеся учёные из МИРЭА, РХТУ им. Д. И. Менделеева, МГУ им. М.В. Ломоносова, МГТУ им. Н.Э. Баумана и других университетов. Школьники, набравшие максимальное число баллов, допускаются ко второму туру: выполняют задания по физике.

Для успешного участия в программе учителями гимназии Н.Б. Думановой и Е.А. Котовой 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 построена по принципу работы НОУ, обеспечена научным руководством. Обучающиеся по программе работают над конкретной исследовательской темой индивидуально или в малых группах — в соавторстве.

Тематика работ тоже очень разная, от простых («Космическая еда — один из важнейших факторов жизнеобеспечения космонавтов» 7–9 классы) до сложных («Применение волоконно-оптических гироскопов для построения измерителей угловой скорости» 10–11 классы).

Учащиеся представляют свои научно-исследовательские работы на:

- Всероссийский конкурс среди обучающихся «Космос», г. Москва;
- Международную конференцию «Человек-Земля-Космос», г. Калуга;
- Всероссийскую конференцию актива школьных музеев космонавтики «Мы — дети Галактики», г. Калуга;
- Фестиваль школьных музеев космонавтики, г. Калуга.

Музей МБОУ гимназии входит в ассоциацию музеев космонавтики России (АМКОС), включён в краткий информационный справочник «Космонавтика в музеях России».

Ежегодно увеличивается число участников Всероссийской олимпиады школьников «Шаг в будущее, Космонавтика».

Большинство учащихся становится победителями и призёрами программы «Шаг в будущее, Космонавтика», кандидатами в состав национальных делегаций.

Двенадцать учащихся МБОУ гимназии стали студентами МГТУ им. Н.Э. Баумана по итогам программы «Шаг в будущее, Космонавтика».

Всероссийская олимпиада школьников «Шаг в будущее, Космонавтика» позволяет установить новые эффективные связи с ВУЗами и научно-исследовательскими учреждениями, стать студентами лучших ВУЗов страны одарённым школьникам.

## **ИСТОРИКО-ГУМАНИТАРНЫЙ ПОДХОД В ПРОЕКТЕ, ОРИЕНТИРУЮЩЕМ УЧАЩИХСЯ ШКОЛ НА ИНЖЕНЕРНЫЙ ПРОФИЛЬ**

**В.В. Воробьёв**

**didaskalia-vvv@mail.ru**

Союз Краеведов России

Будущим инженерам с начальных лет образования необходимо дать гуманитарную подготовку. Это позволяет, как можно раньше передавать накопленный опыт.

Историческая часть подготовки необходима для знакомства учащихся с достижениями нашей страны в науке и технике. Она показывает развитие технической мысли, пути совершенствования в конструировании и технологических исследованиях. Она позволяет значительно повышать престиж деятельности инженера.

Учащихся необходимо знакомить с личностными качествами учёных, конструкторов, испытателей и т.д., а также помочь им ответить на вопрос: «Зачем над собой нужно работать?».

Совместная деятельность с предприятием ОАО «ВПК «НПО Машиностроения», включала в себя следующие составляющие: просветительскую (каждый гражданин обязан знать достижения своих соотечественников), профессионально-ориентационную, и выявление из школьников творчески активных участников. Этому учебно-воспитательному проекту было дано название: «Научно-технический щит Отечества: традиции и современность».

Участие преподавателей Аэрокосмического факультета МГТУ имени Н.Э. Баумана позволило познакомить учителей – руководителей творческой деятельности школьников с работой факультета, с его взаимодействием с предприятием и его историей.

Исторический подход позволяет охватить максимальное количество учащихся, как по интересам и степени их готовности воспринимать естественнонаучные задачи, так и по возрасту.

Современное обучение будущих инженеров должно включать гуманитарную подготовку со школьного возраста, позволяющую пройти социализацию в обществе, которая также необходима для самоопределения в творческом коллективе, сохранения корпоративной культуры; она, также, позволит специалистам сохранить непрерывность поколений разработчиков, необходимую для устойчивого развития инженерных школ и понимания сотрудниками как гражданами Отечества государственных задач.

# ПРОЕКТ КОНЦЕПЦИИ ГОСУДАРСТВЕННОЙ ПРОГРАММЫ РАЗВИТИЯ СИСТЕМЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО И АСТРОНОМИЧЕСКОГО ОБРАЗОВАНИЯ ДЕТЕЙ И МОЛОДЁЖИ

Б.Г. Пшеничер  
Ю.К. Щербаков

Yury.Shcherbakov@gmail.com

Российская академия космонавтики

Система подготовки высококвалифицированных специалистов для отечественной науки, ракетно-космической и других высокотехнологичных отраслей начинается в школе. Значительна в этом роль системы аэрокосмического образования (АКО) детей. Сегодня его роль резко возрастает: в системе естественнонаучного образования и технического творчества детей страны заняты менее 4% школьников, что многократно меньше, чем было до 1991 года. Не в этом ли одна из главных причин нашей технологической отсталости? Решение этой проблемы требует чрезвычайных мер.

В докладе обсуждается проект концепции государственной программы развития системы аэрокосмического и астрономического образования детей, разработанный Программным комитетом ежегодной научно-практической конференции «Аэрокосмическое образование детей» (Москва, 2013 г.) (сопредседатель Программного комитета вице-президент РАН, директор ИКИ РАН академик Л.М. Зелёный).

Цель Концепции: инициировать разработку государственной политики в области аэрокосмического и высокотехнологического образования детей, основанной как на поддержке локальных инициатив, так и на выработке и реализации стратегии развития АКО детей на базе программно-целевых методов управления в тесной координации с государственной политикой в сфере образования, развития науки и технологий, ОПК, с учётом потребностей развития экономики страны.

Основные задачи проекта: создать целостную эффективную систему современно-го открытого элитарного АКО детей; вовлечение детей и членов их семей в научную, производственную и социальную деятельность, активизировать их образовательные интересы и потребности личностного развития; предоставить ребёнку разнообразие возможностей для личностного самоопределения, саморазвития, самореализации и самоутверждения; повышение качества реализации новых и уже выполняемых образовательных и инфраструктурных программ и проектов; др.

Программа учитывает лучший отечественный и зарубежный опыт, предусматривает широкий комплекс мер: формирование инфраструктуры детского АКО; мобилизацию потенциала высшей школы, академической и прикладной науки, промышленности, бизнеса, учреждений культуры, общественных организаций и фондов на уровне отраслей, регионов и муниципалитетов; решение широкого круга правовых, научно-образовательных, организационных, ресурсных, кадровых и других проблем; гармонизацию обязательного и дополнительного образования; развитие сетевой информационной образовательной среды; мониторинг состояния и качества АКО; развитие программ и технологий очного и дистанционного образования; создание комплектов для практикума, в том числе профориентированных кейсов, и т.д. Предложена дорожная карта реализации Программы.

Трудность реализации Программы – в отсутствии механизмов межведомственного взаимодействия. Реализация проекта возможна в рамках государственной политики на межведомственном, отраслевом и корпоративном уровнях. Не случайно аналогичная программа в США была успешно выполнена под личным патронажем президента Рейгана. При реализации Программы необходимы механизмы открытого диалога

между учреждениями образования и науки, корпорациями, бизнесом, обществом и государством.

Проект рассматривает систему АКО детей как авангард и катализатор развития всей системы современного образования школьников.

## **РОЛЬ И ЗНАЧЕНИЕ АСТРОКОСМИЧЕСКОГО ОБРАЗОВАНИЯ**

**Г.Ю. Гусева, В.Г. Маняхина, Е.В. Школяр  
О.Л.Чемодурова**

**experspace@gmail.com**

ГБПОУ «Воробьевы горы»

На сегодняшний день предмета астрономии в большинстве школ не существует. Дети стали неграмотными в самых элементарных понятиях астрономии. А ведь именно эта древнейшая наука на Земле, на протяжении тысячелетий не только учила человека астрономической грамоте, но и рождает в нем высшие человеческие чувства, такие, как чувства всемирного братства, планетарной гражданственности, единения с Мирозданием. Таким образом, астрономия носит воспитательный характер, закладывает высокие моральные принципы. Не менее важно показать школьникам взаимосвязь древнейшей из наук – астрономии и новейшей сферы деятельности людей – освоения космического пространства, место космоса в жизни людей.

В условиях, когда сокращаются учебные программы, насаждается копированный с Запада метод тестирования при оценке знаний, уничтожаются старейшие вузы страны, трудно говорить о введении курса астрономии и космонавтики в школы, так как это возможно только при серьезной реформе школьной программы. Но здесь и приходится на помощь дополнительное образование, чтобы хоть как-то помогать детям получать знания о Мироздании. Без этих знаний современный человек XXI века не может стать по-настоящему цивилизованным и культурным.

Центр астрономического и космического образования ГБПОУ «Воробьевы Горы» старается восполнять пробелы в астро-космических познаниях детей.

В рамках проекта «Эксперимент в Космосе» уже несколько поколений школьников получили знания по астрономии и космонавтике и осуществили ряд физических и биологических экспериментов на борту МКС и биоспутниках. В настоящее время по программам Проекта занимаются 250 детей из разных школ Москвы по дистанционным программам: «Космический экспресс», «Космос становится ближе», «Космос наш общий дом», «Космонавтика. Шаг в профессию». Программы постоянно развиваются и дополняются. Впереди большие планы и новые перспективы как по наполнению и структуризации программ, так и по привлечению к обучению не только московских школьников, но и ребят из других регионов.

## **МОДЕЛЬ ОРГАНИЗАЦИИ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ОБРАЗОВАНИЯ В ОБЩЕОБРАЗОВАТЕЛЬНОЙ ШКОЛЕ**

**Т.И. Буркова**

**fisik62@mail.ru**

МОУ «СОШ №21» г. Подольск

В настоящее время в обществе востребованы одаренные личности, способные творчески мыслить в различных областях науки, техники, культуры. Создание условий развития творческого потенциала общества и каждой личности в отдельности необходимо закладывать уже сейчас.

Цель образования сегодня - создание условий для развития и саморазвития обучающихся, воспитания способности принимать самостоятельные решения. Достижение этой цели потребовало принципиальных изменений всей системы образования России, формирования новой образовательной политики. Одним из новых направлений в педагогике является аэрокосмическое образование, имеющее большие возможности для гуманизации образования и развития личности.

Программа аэрокосмического образования направлена на:

- формирование широких мировоззренческих направлений;
- интеграцию естественно-научных дисциплин, которые ориентированы на гуманистическое и экологическое образование;
- развитие планетарного сознания; обучение принципам решения проблем, системному подходу в анализе любого исследования;
- обеспечение возможности применения сформированного творческого потенциала в любых областях деятельности;
- занятия научно-практической и творческой деятельностью, что позволяет осуществлять их личностное развитие и раннюю профессиональную самоориентацию.

Все виды внеклассной работы по физике и астрономии в нашей школе имеют аэрокосмическое направление. В первую очередь – это кружок «Бауманец. Космонавтика», ежегодные школьные научно-практические конференции «Шаг в космос», декады по физике и астрономии.

Задачи:

- формирование личности с технологическим мышлением и определённым уровнем технической культуры,
- космизация индивидуального сознания, формирование 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.

Для достижения этих целей с 2008-2009 года был организован кружок «Бауманец. Космонавтика».

Цель программы кружка: создание благоприятных условий для выбора профильного обучения, повысить интерес учащихся к предметам научно-естественного цикла, активно использовать метод проектов.

Задачи:

1. способствовать выработке у учащихся научного мировоззрения, обобщая знания, полученные при изучении основ естественных наук, математики, философии;
2. дать учащимся систему знаний по основам астрономии, космонавтики;
3. познакомить с современными представлениями о строении Вселенной, ее развитии, а также с важнейшими достижениями науки по исследованию Вселенной;
4. формировать у учащихся приемы и способы проектно-исследовательской деятельности;
5. способствовать развитию коммуникативных, рефлексивно - оценочных умений и навыков;
6. развивать творческое, ассоциативное мышление, воображение.



Программа курса позволяет создать благоприятные условия для ориентации в выборе профиля дальнейшего обучения, углубить интерес к предметам научно-исследовательского цикла, развивать исследовательские компетенции обучающихся.

Содержание курса непосредственно опирается на знания, полученные учащимися при изучении физики, астрономии, географии, химии, биологии в основной школе и ориентировано на расширение представлений учащихся о важнейших физических законах, по которым живет Вселенная, процессах, протекающих на планетах и их особенностях. Эта тема является благодатной почвой для межпредметной интеграции, позволяет связать изучаемый материал по разным дисциплинам.

Ежегодно итогом внеклассной работы в аэрокосмическом направлении является в первую очередь участие во Всероссийской олимпиаде школьников «Шаг в будущее» при МГТУ им. Н. Э. Баумана. Благодаря сотрудничеству с Молодежным космическим центром МГТУ им. Н. Э. Баумана, обучающиеся участвуют в ежегодных встречах с космонавтами – выпускниками этого вуза, «Гагаринском уроке», «Королевских чтениях», посещают лабораторию космической техники в Учебно-экспериментальном центре (пос. Орево, Дмитровский район, МО).

С 2008-2009 учебного года, возглавляя в своей школе НИО «Бауманец» по направлению «Космонавтика», все члены этого общества принимают участие в программе «Шаг в будущее» по направлению «Космонавтика» при МГТУ им. Н.Э.Баумана. За эти годы в программе «Шаг в будущее» по направлению «Космонавтика» при МГТУ им. Н.Э. Баумана приняло участие 84 школьника, из них 38 (46%) стали призерами и победителями этой олимпиады и 14 школьников по итогам программы стали студентами самого престижного технического вуза страны! Студенты из числа этих ребят успешно продолжают обучение, так как, уже имея творческий опыт, понимают направление, цель своего образования. Таким образом, из числа обучающихся нашей школы, которые занимаются научно-исследовательской деятельностью при МГТУ им. Н.Э. Баумана, наблюдается положительная динамика поступления в технические вузы и их дальнейшее обучение на специальностях, связанных с космонавтикой и космической техникой.

Мы первые создали космические корабли, первые преодолели Земное притяжение! Мы первые покорили космос! Мы первые вышли в открытый космос! Именно наши ракеты «Протон» выводят спутники всех стран на орбиты! Россия готовит космонавтов всех стран! Космонавтика - одно из направлений науки, где мы сохраняем лидирующие позиции в мире.

Астрономия и космонавтика открывают детям прекрасный и загадочный мир Вселенной! Именно из бывших школьников, влюбившихся в звездное небо, вышли талантливые конструкторы и космонавты! Учёные международного уровня! Необходимость всеобщего аэрокосмического образования обусловлена важностью вклада астрономии в создание научной картины мира и формирование научного мировоззрения современных людей. Естественное знание - часть единой общечеловеческой культуры и естественнонаучные знания должны стать достоянием любого образованного человека.

### КОСМИЧЕСКАЯ ДОРОГА НАУКОГРАДОВ МОСКОВСКОГО РЕГИОНА

**М.И. Кузнецов**

**kmikmi@mail.ru**

НП «Союз развития наукоградов России»

Нами был выделен и проанализирован «космический кластер» наукоградов Московского региона (в скобках - основные градообразующие предприятия и организации). Его составляют: Королев (РКК «Энергия» ЦНИИМАШ, КБ ХимМаш), Химки (НПО «Энергомаш», НПО им. С.А.Лавочкина), Пересвет (НИЦ РКП), Реммаш (НИИХСМ – сегодня филиал НИЦ РКП), Реутов (ВПК «НПО машиностроения»), Томилино (НПП «Звезда»), ЗАТО Звездный городок (Центр подготовки космонавтов), ЗАТО Краснознаменск (ГИКЦ им. Г.С. Титова), Дзержинский (ФЦДТ «Союз»), Жуковский (ЦАГИ, ЛИИ), Белоозерский (Испытательные предприятия авиационного и ракетного профиля), Орево (филиал МГТУ им. Н.Э. Баумана), Пущино (Радиоастрономическая обсерватория АКЦ ФИАН), Троицк (ИЗМИРАН), Истра (НИИ Электромеханики), Нахабино (ФГБУ «ЦНИИИ ИВ» Минобороны России).

Проведенный анализ предприятий и организаций «космического кластера» наукоградов московского региона, их музеев и демонстрационных залов, а также калужских и московских «космических» мест, в том числе мемориальных, позволил предложить научно-образовательный и культурный комплекс - космическую «дорогу» наукоградов Московского региона.

Основные ее «дорожные остановки» - Дом-музей К.Э. Циолковского и Государственный музей истории космонавтики в Калуге, Музей космонавтики, Дом музей академика С.П. Королева и Планетарий в Москве, Демонстрационный зал и Музей РКК «Энергия», Центр управления полетами и музей ЦНИИМАШ, Музей ракетных двигателей КБ ХимМаш в Королеве, Музей НПО «Энергомаш» им. академика В.П.Глушко и НПО им. академика С.А. Лавочкина в Химках, Музей (Демзал) «ВПК «НПО машиностроения» в Реутове, ФКП «НИЦ РКП» и Музей ракетно-космической техники в Пересвете, музей Научно-производственного предприятия «ЗВЕЗДА» им. академика Г.И.Северина в Томилино, Музей космонавтики им. Ю.А. Гагарина и Научно-исследовательского испытательного Центра подготовки космонавтов им. Ю.А. Гагарина в Звёздном городке, Музей ГИРД в школе № 2 и место пуска первых жидкостных ракет в Нахабино.

### ОЛИМПИАДНОЕ ДВИЖЕНИЕ КАК СПОСОБ ПРИВЛЕЧЕНИЯ ОДАРЕННОЙ МОЛОДЕЖИ К АЭРОКОСМИЧЕСКОМУ ОБРАЗОВАНИЮ

**О.П. Чостковская, И.В. Чостковская**

**chostiv@yandex.ru**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

Важнейшей задачей, стоящей сегодня перед образовательной системой страны, является привлечение школьников к выбору инженерных образовательных траекторий. Чтобы развернуть школьников к науке и технике, необходимо многое, но главное – это общественная значимость, востребованность и экономическая состоятельность профессии ученого и инженера. Нужна система качественной подготовки школьников по предметам естественнонаучного и математического циклов и мотивации школьников к выбору инженерных и технических направлений обучения. Поэтому нужно и повышать уровень школьного образования, и всячески пропагандировать среди мо-

лодежи достижения науки и техники, квалифицированно рассказывать о проблемах, надеждах и перспективах современных наукоемких технологий.

Важно показать школьникам, как математика, физика, химия «работают» в современной технике, как знание математики, физики или химии может стать основой их будущей профессии. Здесь могут помочь олимпиады школьников.

Понимая это, ректоры крупнейших технических университетов страны во главе с Южно-Уральским государственным университетом (ЮУрГУ) решили проводить олимпиаду, которая позволит заинтересовать школьников инженерными направлениями образования. Состав вузов-организаторов олимпиады не случаен: все они представляют регионы с развитой наукой и промышленностью – «инженерную ось России», а также различные направления науки и техники.

Олимпиада «Будущее России», в 2015-16 учебных годах – многопрофильная инженерная олимпиада «Звезда», по профилю «Техника и технологии» содержит семь инженерных направлений, в том числе – направление «Авиационная и ракетно-космическая техника». Согласно требованиям Российского совета олимпиад школьников (РСОШ) олимпиада проводится в два этапа, первый этап, отборочный, проверяет базовые знания по естественным наукам, второй этап – особенный. Он носит творческий характер и содержит реальные проектные задания. Они были разработаны в Самарском государственном аэрокосмическом университете (СГАУ) и в Московском авиационном институте (МАИ).

Приведем примеры таких заданий. Учащемуся предлагается разработать самолет будущего, аэрокосмический самолет будущего, комплекс зондирующих исследований космоса. Выделяются основные критерии качества аппаратов, определяются варианты обоснований различных их характеристик, например, двигательной энергетической установки.

Несмотря на то, что олимпиада проводилась в первый раз, общее количество участников превысило 7000 человек. В заключительном этапе приняли участие 776 участников, из них 173 стали победителями и призерами. Эти учащиеся уже замотивированы и заинтересованы в получении высшего аэрокосмического образования, и есть уверенность в том, что они станут студентами профильных вузов страны.

К сожалению, применительно к 2016 году для получения льгот по итогам олимпиад планка ЕГЭ поднята до 75 баллов. Конечно, это изменение не отвратит от выбранных вузов сильных абитуриентов (в СГАУ средний балл приемной кампании-2015 по предмету «физика» – 78,3), но возможно снижение и даже исчезновение интереса школьников к олимпиадному движению, что может сказаться на качестве набора на инженерные направления подготовки.

## **КОМПЛЕКС МЕР ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ КАЧЕСТВА ВЫПОЛНЕНИЯ СТУДЕНЧЕСКИХ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ПРОЕКТОВ В РАМКАХ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ**

**В.А. Игрицкий, В.И. Майорова**

**[ysc@sm.bmstu.ru](mailto:ysc@sm.bmstu.ru)**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проектно-ориентированный подход в настоящее время широко применяется в образовательном процессе в рамках основного и дополнительного образования при подготовке современных инженеров. Однако ряд объективных причин существенно затрудняет внедрение ощутимой научной составляющей в индивидуальные и коллективные проекты, выполняемые студентами технических вузов. Вследствие, прежде

всего, индивидуальных особенностей обучаемых, недостатка времени на выполнение проекта и отсутствия первоначального задела, к результатам научных работ, как правило, предъявляются не высокие требования.

Исходя из практики применения проектно-ориентированного метода обучения студентов в Международной молодёжной научной школе «Исследование космоса: теория и практика», проводимой в МГТУ им. Н.Э. Баумана на протяжении более 20 лет, авторами разработан комплекс мер, повышающих эффективность выполнения краткосрочных научно-технических проектов с точки зрения получения научных результатов. Эти меры направлены на устранение основных трудностей, с которыми сталкиваются участники проекта, а именно:

- сложностью поиска новизны в разрабатываемом проекте;
- недостаточной квалификацией участников проекта;
- недостатком времени для обдумывания нестандартных путей достижения поставленных целей;
- недостатком времени на глубокую проработку возникших идей;
- сложностью коммуникаций в новом и, особенно, международном коллективе.

Для преодоления этих трудностей при выполнении коллективного проекта в рамках научной школы применяется следующий комплекс мер:

1. Привлечение к проекту большого количества участников – от 40 до 70 человек, в основном, студентов старших курсов и аспирантов, прошедших предварительный отбор, что позволяет обеспечить наличие в коллективе необходимых компетенций и обеспечить необходимое количество рабочего времени для проработки возникших идей за счёт привлечения большого числа исполнителей.
2. Выбор правильной темы проекта, который должен предусматривать выполнение поисковых исследований в областях, компетенциями в которых обладают участники проекта. Тема проекта должна быть безусловно выполнимой, но обеспечивать отсутствие прямых аналогов необходимых проектных решений, что требует проектирования новых конструкций. При этом для обеспечения актуальности проводимых исследований она должна коррелировать с программными документами в данном случае в области развития отечественной космонавтики.
3. Для обеспечения научных результатов, получаемых в ходе выполнения проекта, его участники должны иметь возможность получить квалифицированные консультации от научного руководителя и научных консультантов, обладающих соответствующими компетенциями в рассматриваемой области.
4. Для активизации научного творчества с одновременным практическим усвоением экспертных методов в начале работы научной школы необходимо проводить занятие с применением модифицированного метода «мозгового штурма», в ходе которого участникам школы предлагается предложить техническое решение вопроса, которое с высокой вероятностью будет иметь элементы научной новизны.
5. Для эффективной работы над проектом с возможностью анализа полученных результатов время, выделяемое на его выполнение, по возможности, необходимо равномерно распределять на весь период работы научной школы отрезками по несколько часов.

Эффективность применения предложенного комплекса мер выражается в том, что в результате выполнения коллективного научно-технического проекта студентами каждый год подготавливается для научных конференций десятки статей и докладов, содержание которых основывается на научных результатах, полученных в ходе выполнения соответствующих научно-технических проектов.

## РАЗВИТИЕ ПОЗНАВАТЕЛЬНЫХ И ТВОРЧЕСКИХ СПОСОБНОСТЕЙ ОБУЧАЮЩИХСЯ В ПРОФИЛЬНЫХ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СМЕНАХ

**Н.В. Николаева**

**natasha071rus@mail.ru**

МБУ ДО «Дворец детского (юношеского) творчества», г. Новомосковск, Тульская область

Профильные смены аэрокосмической направленности проводились под эгидой ВАКО «Союз» с 1992 года в ВДЦ «Орленок», позже в ФДЦ «Смена», в региональных отделениях ВАКО. Такие мероприятия позволяли не только оздоровить детей, но и создать благоприятную атмосферу для длительного погружения заинтересованных ребят в мир космических исследований, технических проектов, изучения жизни космонавтов, мечты о дальних мирах.

Новомосковское отделение ВАКО всегда было активным участником всероссийских смен, организатором и создателем образовательных и досуговых программ.

В ноябре 2015 года в пансионате «Велегож» прошла смена детских общественных объединений города Новомосковска Тульской области «Зажги свою заезду». По инициативе Комитета по молодежной политике в смене приняла участие команда Новомосковского отделения ВАКО «Союз», организовав «Велегожскую академию космического образования», сокращенно ВАКО.

Целью «Академии» стало приобщение школьников города к аэрокосмическому образованию, расширение их технического кругозора. В программе занятий учитывались интересы и возможности участников команды ВАКО и запросы Детских общественных организаций города. Слушателями «Академии» стали все желающие участники смены и их педагоги.

В течение недели прошли занятия по темам:

- знакомство с КОСМОСОМ. Презентация научных проектов членов команды ВАКО. Изучение аэродинамических характеристик летательных аппаратов (сборка и запуск бумажных самолетов);
- путешествие в космос — просмотр видеофильма «Пожар на станции. Некуда бежать» о полете экспедиции на орбитальную станцию «Мир», в которой участвовал космонавт А.И. Лазуткин;
- вопрос космонавту — встреча с летчиком-космонавтом, Героем России А.И. Лазуткиным;
- экстремальные виды подготовки космонавтов, провел занятие космонавт-испытатель, выпускник Новомосковского отделения ВАКО «Союз» Н.В. Тихонов;
- зачетное занятие — викторина для участников и игровые эстафеты на сотрудничество в команде.

Победители викторины в каждой возрастной категории получили призы от организаторов «Академии».

Все участники получили Сертификаты об окончании «Велегожской академии космического образования» за подписью Президента ВАКО «Союз» А.И. Лазуткина.

Результат такой смены — все участники команды ВАКО сдружились между собой, строят новые планы на совместные проекты, а слушатели «Академии» проявили интерес к занятиям аэрокосмической тематики, некоторые из них индивидуально или в командах пришли в объединения научно-технического творчества.

### **РАЗВИТИЕ ТВОРЧЕСКИХ СПОСОБНОСТЕЙ И ИНТЕРЕСА К НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ У ОБУЧАЮЩИХСЯ ПРОФИЛЬНЫХ ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКИХ КЛАССОВ**

**Н.А. Соболева, А.В. Федоров**

**fedorov981@yandex.ru**

ФГКОУ МКК «Пансион воспитанниц Министерства обороны Российской Федерации»

Московский кадетский корпус «Пансион воспитанниц Министерства обороны Российской Федерации» был создан в 2008 году по распоряжению Правительства РФ в рамках реализации Стратегии социального развития Вооруженных сил Российской Федерации. Воспитанницами Пансиона являются дочери военнослужащих отдаленных военных гарнизонов, погибших военнослужащих и участников боевых действий, награжденных государственными наградами за выполнение воинского долга. Всего в Пансионе обучается 762 воспитанниц в возрасте от 10 до 17 лет (5-11 кл.).

Основной целью, которую ставит перед собой Пансион воспитанниц, является подготовка высокообразованных членов общества посредством разностороннего развития личности, погружения воспитанниц в атмосферу науки, знакомство с практическим применением знаний технических наук в инновационных отраслях российской экономики, изучение многовековой истории нашей страны.

Одним из приоритетных направлений работы Пансиона является создание условий для участия его воспитанниц в интеллектуальных и творческих олимпиадах и конкурсах, развитие у обучающихся профильных творческих способностей и интереса к научно-исследовательской деятельности. Ежегодно воспитанницы Пансиона успешно участвуют и входят в число победителей и призеров городских, региональных, Всероссийских, Всеармейских и Международных олимпиад и конкурсов.

Базовое образование обеспечивается в рамках государственных программ и стандартов.

Система работы включает:

1. урочную деятельность: базовое образование, предпрофильная подготовка, профильные предметы;
2. внеурочную деятельность: олимпиады, конкурсы, турниры, НОУ им С.П. Капицы, конференции, предметные декады, летнюю школу.
3. дополнительное образование: занятия в ЗФТШ, КФМШ, на спецкурсах по выбору и кружках, индивидуальные консультации и участие в учебно-исследовательских проектах.

В соответствии с заключенными договорами о Сотрудничестве, продолжается работа с ведущими ВУЗами Москвы:

- МГТУ им. Баумана (олимпиада «ШАГ В БУДУЩЕЕ», проектная деятельность).
- МФТИ (Олимпиадная школа, лабораторный практикум, эксперимент, олимпиады ТЮЕ).
- МГУ (физический практикум, проектная деятельность).
- Институт космических исследований (ИКИ РАН) (проектная деятельность).
- Оргкомитет Международной математической игры «Кенгуру» (организаторы олимпиады).
- Московский институт открытого образования (МИОО) (педагогические технологии, программы).
- Российский государственный архив научно-технической документации (выставки, проекты).

Воспитанницы выбирают дальнейшее направление обучения, связанное с математикой, физикой, информатикой. Это экономические факультеты различных ВУЗов и такие направления, как прикладная математика, информационная безопасность, ядерная физика, радиоп физика.

## ВОЗВРАТИТЬ КОСМИЧЕСКОЕ ДЕТСТВО

О.Н. Катков, М.К. Штукатуров

mihail-shtuk@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Лучшая память о великом человеке - продолжение его дела. С.П. Королев, осуществив технический прорыв в космос, подарил человечеству новую Мечту, без которой дальнейшее формирование человека-творца было бы просто невысказано.

В 1957 году мир сделал первый шаг на пути к космизации человека, всех сфер его жизни, его сознания. Более полувека мы совершенствовали техническое пространство космонавтики, создавали новые летательные аппараты и... привыкали к обыденности самой идеи космоса. Совершенно не удивительно, что начала рассеиваться великая энергия прорыва, угасать Мечта.

Разумеется, можно ссылаться на обстоятельства: развал великого СССР, отказ от великих идей в пользу примитивного стяжательства и т.д. Но все это - не причины, а следствия пренебрежения великой миссией.

Приходит время возрождения мечты. Растет тяга свершений и поток абитуриентов на космические специальности. Мы вновь заговорили о колонизации Луны и Марса. Но долгий простой дает о себе знать. Мы привычно говорим о космических полезных ископаемых и экономической выгоде. Наш сегодняшний космос выглядит слишком земным. Может быть, именно эта преграда не дает нам открыть глаза на великий неземной мир.

Нам, как когда-то Королеву, предстоит совершить прорыв – психологический, который оживит Мечту. Именно Мечта поднимет вал изобретений и открытий. Так было всегда.

Но психология творца в своем формировании должна пройти все этапы. Надо родиться, вовремя заразиться идеей, играть в нее и только потом постигать знания, необходимые для ее воплощения. Для великих открытий нужна великая одержимость идеей, в атмосфере которой желательно и воспитывать человека-творца.

Почувствовав интерес к космосу еще задолго до школы мы, зачастую, вынуждены дожидаться юности, теряя запал. Детство выпадает, поэтому слишком многие сворачивают с космического пути. Чтобы многое сделать - начинать надо пораньше. Поэтому Молодежному космическому центру при Бауманском университете необходимо детское, полноценное научное подразделение.

Наука и техника перешли на новый социо-технический виток своего развития. Человек, обладающий лишь знаниями и умениями, задачу может просто не решить – духу не хватит. А задач таких – расширяющееся множество.

Зачем человечество рвется в космос? Если мы сегодня дадим нашим малышам возможность, завтра они найдут правильный, немеркантильный ответ на этот важнейший вопрос. И тогда космос их примет.

В докладе рассмотрена концепция программы дополнительного образования по космонавтике для детей начальной школы, которая может быть реализована на базе технических университетов.

### ФОРМИРОВАНИЕ ЛИЧНОСТИ: КОСМИЧЕСКИЕ ГЕРОИ ПРОШЛОГО

**А.Б. Степашкин**

**seamos@yandex.ru**

Инженерно-техническая школа имени дважды Героя Советского Союза П. Р. Поповича

В современных условиях при формировании личности, необходимо сочетать гражданскую, правовую, политическую культуру, при этом ощутимый вклад в этот процесс должна внести именно современная школа. Воспитание гражданина является общей целью образовательной системы России. Чувство патриотизма у юного гражданина - это не только результат его знаний о своем Отечестве, это сложившийся внутренний образ, который становится его регулятором. Гражданско-патриотическое воспитание должно создавать соответствующее желание у наших молодых людей, школьников и студентов изучать историю страны, создавать ощущение причастности к сегодняшнему дню и гордости за те события, которые были в прежний период. Одной из эффективных форм воспитания чувства гражданского патриотизма является формирование личности через изучение развития отечественной авиации и космонавтики.

Пятого октября 2015 года исполнилось 85-лет со дня рождения дважды Героя Советского Союза, лётчика-космонавта СССР Поповича Павла Романовича. Так бывает, что в результате одной встречи с этим неординарным человеком, судьба подарила нам несколько лет общения ним. Ученикам, педагогам и лично мне посчастливилось общаться с легендарным человеком – Павлом Романовичем Поповичем – космонавтом №4 Советского Союза. Павел Романович Попович обаятельный, отзывчивый человек, прекрасный рассказчик, - зародил и оставил в душах юного поколения школы интерес к Российской и мировой космонавтике. В этот период ученики нашей школы, занимаясь исторической стендовой миниатюрой, робототехникой, проектной деятельностью, воодушевленные примером подвигов первопроходца космоса, и выбрали одно из интереснейших направлений в человеческой исследовательской деятельности – космонавтику. Во время встреч с Павлом Романовичем дети рассказывали ему о своих мечтах, задумках и проектах, а он неизменно интересовался успехами ребят в учебе и спорте, всегда прибавляя к разговору рассказ из своего богатого жизненного опыта. Для нашей школы Павел Романович был олицетворением всего первого отряда космонавтов, о котором он написал немало в своих документальных повестях, объединенных в одну книгу, под названием «О времени и о себе», которая хранится в нашей школе.

По инициативе педагогического коллектива, при огромной поддержке семьи космонавта и Фонда имени космонавта П.Р. Поповича, в лице президента Фонда Оксаны Павловны Попович, наша школа - ГБОУ Школа №1847 - 09 декабря 2013 года получила согласие Городской межведомственной комиссии на присвоении ей имени Поповича Павла Романовича.

За прошедшее время многие ребята посвятили себя мечте стать инженерами, учеными, разработчиками сложной современной техники, а некоторые из них связали свое обучение с космонавтикой. Участвуя в различных космических конкурсах и олимпиадах, дети нашей школы накапливают опыт защит своих проектов и технических знаний. Примером тому могут служить победы в международном конкурсе «Юнги космических кораблей» (ЮККОР) сезонов 2012, 2013, 2014 годов. Место проведения - Звездный городок, Московской области, организованном Фондом имени космонавта П.Р. Поповича. Ребята соревнуются в защите проектов и участии в соревнованиях на знания астрономии, физики и истории космонавтики. Результаты – лауреатские и призовые места в личном и командном зачете по различным номинациям, встречи с Героями космоса, заслуженными работниками космической отрасли, испытателями,



инструкторами по ОКП и парашютной подготовке, экскурсии по ЦПК им. Ю.А. Гагарина, тренажерному комплексу (МКС, МИР). Работа по космической тематике в школе ведется постоянно. Ученики нашей школы успешно выступают на Всероссийской олимпиаде школьников «Шаг в будущее. Космонавтика» в стенах МГТУ им. Н. Э. Баумана. С 2014 года налажена связь с Воздушно-космическими силами (Войсками воздушно-космической обороны), проводится профориентационная работа в рамках освещения задач военно-технических специальностей, патриотическая работа с учащимися. Проводятся экскурсии в Молодёжный Космический Центр в МГТУ им. Н.Э. Баумана, ЦНИРТИ им. А. И. Берга, ОАО «Энергомаш», ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина», НПО «Алмаз-Антей», лабораторию космонавтики академика В. П. Мишина Аэрокосмического факультета МАИ.

Совместно с Фондом имени космонавта П.Р. Поповича планируется создание полноценного школьного музея посвященного дважды Герою Советского Союза, лётчику – космонавту СССР Поповичу П.Р. и его вкладу в освоении космоса в начале космической Эры.

И в знак благодарности Павлу Романовичу Поповичу, от всех тех детей, кого на своем примере он зажег мечтой о космосе, хочется процитировать его слова из книги: «Так бывает с деревом, которое выросло на твоих глазах. Помнишь его саженцем. Но пройдут годы, взглянешь на макушку – шапка валится. До звёзд достаёт бывший подросток. А спроси себя, когда же он так вымахал до такой выси, - не скажешь».

## **ПРОЕКТ «CUBESAT OPEN SOURCE» КАК ИНСТРУМЕНТ СНИЖЕНИЯ СТОИМОСТИ РАЗРАБОТКИ УНИВЕРСИТЕТСКИХ НАНОСПУТНИКОВ**

**А.М. Банников,  
И.С. Жаренов,  
З.С. Жумаев,  
Д.К. Степанова**

**bannikov@sputnix.ru  
igorzha@mail.ru  
zaynulla.zhumaev@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э.Баумана, ООО «СПУТНИКС»

Наноспутники типа «CubeSat» обрели всемирную популярность в сфере реализации образовательных и коммерческих космических проектов. Основная причина популярности микроспутников «CubeSat» состоит в их доступности, обусловленной стандартизацией требований по интеграции со средствами выведения на орбиту и наличием множества коммерчески доступных бортовых компонентов. Существующий открытый стандарт CubeSat design specification содержит требования к массогабаритным параметрам, механическим, электрическим интерфейсам наноспутников, выполнение которых обеспечивает возможность их запуска с использованием стандартизованных пусковых контейнеров. Однако, не существует общепринятых спецификаций и рекомендаций, описывающих требования к бортовым системам «CubeSat» и их интерфейсам. Поэтому команды, разрабатывающие собственные спутники типа CubeSat «с нуля», зачастую вынуждены решать множество технических проблем, уже решённых ранее другими разработчиками в рамках их собственных проектов. В результате, время разработки возрастает, а вероятность успеха миссии снижается. Статистические данные свидетельствуют о том, что лишь 21% кубсатов, разработанных командами, не имеющими значительного опыта разработки таких аппаратов, успешно заработали на орбите, а более 50% спутников были потеряны на этапе ввода в эксплуатацию, либо вообще не вышли на связь с Центром управления полетами. Особенно остро стоит необходимость наличия у разработчиков опыта проектирования командных радиоприёмных, систем телеметрии, систем ориентации и стабилизации, систем энергоснабжения.

Решением указанной проблемы может стать создание открытой платформы для обмена знаниями и опытом создания наноспутников между разработчиками CubeSat со всего мира. Инициатива «CubeSat Open Source», развиваемая сообществом OpenSpaceWare в сотрудничестве с рядом российских и европейских университетов и коммерческой компанией «Спутник», направлена на создание онлайн-ресурса, содержащего в открытом доступе конструкторскую и программную документацию компонентов, совместимых с CubeSat уже имеющими лётную квалификацию и доказавших свою надёжность в рамках космических миссий партнёров инициативы. Пользователи ресурса смогут не только загружать необходимую для изготовления компонентов документацию, но и получать консультации опытных разработчиков, предлагать и обсуждать способы доработки компонентов, делиться собственными разработками. Принцип работы ресурса аналогичен тому, как функционируют ресурсы открытого программного обеспечения, позволяющие аккумулировать усилия пользователей всего мира по созданию программного обеспечения, альтернативного дорогим коммерческим программным продуктам.

### КОНСТРУКТОР СПУТНИКА ДЛЯ ЛАБОРАТОРНЫХ РАБОТ

**С.О. Карпенко,  
А.Л. Власкин,  
З.С. Жумаев,  
О.Ю. Королюк, Д.В. Андреенков,  
А.В. Пуриков**

**karpenko@sputnix.ru  
avlaskin@sputnix.ru  
zhumaev@sputnix.ru**

ООО «СПУТНИКС»

Основная проблема современного инженерного образования – недостаток практических знаний приобретаемых за время обучения. Эта общемировая проблема связана с тем, что преподававших в 60-х инженеров-практиков практически полностью вытеснили инженеры-исследователи к концу 80-х. В России проблема усугубляется потерей преподавательских кадров и материально-технической базы кафедр во времена перестройки. Выполняя бесконечные теоретические проекты, у студента нет возможности полюбить свою профильную профессию и по окончании университета многие из них работают не по специальности.

Отдельные энтузиасты-преподаватели предпринимают попытки самостоятельно создать лабораторные стенды для вовлечения студентов в образовательный процесс. Однако учитывая скромную государственную поддержку и большую административную нагрузку, которая ложится на плечи преподавателей помимо основной педагогической деятельности, создание таких стендов отнимает многие годы.

Понимая потребность кафедр в доступном, наглядном и увлекательном оборудовании для лабораторных работ студентов, компания Спутникс, которая специализируется на создании космической техники, разработала «конструктор спутника». Конструктор представляет собой лабораторный макет спутника подвешенный на нити и имеет одну степень свободы – вращение вокруг нити, которое создается двигателем маховиком. Информацию об ориентации обеспечивают датчики «Солнца», магнитометр и датчик угловой скорости. Также на борту установлены центральная вычислительная машина (RaspberryPi), два радиоканала для передачи телеметрии и фотографической информации, камера съемки земли. Магнитное поле вокруг конструктора создается токовой рамкой, а для работы датчиков Солнца установлен прожектор. Изготовленные конструкторы были опробованы в олимпиаде студентов, где в состав стенда входил также макет Земли – полутораметровый вращающийся глобус с ими-

таторами наземных станций. За границей подобные конструкторы уже внедрены в лабораторную практику.

Конструктор позволяет получить представление о большинстве задач, возникающих при проектировании космических аппаратов: компоновка, прокладка кабельной сети, расположение датчиков ориентации, управление аппаратом, создание алгоритмов определения ориентации, навигации и стабилизации аппарата, менеджмент энергоснабжения, разработка планировщика полетного плана и работа с ним после «запуска», формирование оптимального количества телеметрии и её анализ.

Для первого запуска требуется лишь собрать конструктор и подключить к компьютеру с Wi-Fi и веб браузером. Однако, несмотря на простоту начала работы с конструктором, при желании учащихся возможно углубленное изучение системы вплоть до разработки новых датчиков и приборов, работающих на шине конструктора.

Во время доклада на конференции планируется демонстрация конструктора в действии.

## **ПРОЕКТ «ВОЗДУШНО-ИНЖЕНЕРНАЯ ШКОЛА»**

**В.В. Радченко<sup>1</sup>,  
И.А. Соболев<sup>2</sup>,  
Н.Н. Веденькин<sup>2</sup>**

**vrad1950@yandex.ru  
sobolev@dauria.ru  
vnn.space@gmail.com**

<sup>1</sup>НИИЯФ МГУ им. Д.В. Скобельцына, <sup>2</sup>ООО «НПП Даурия»

Проект «Воздушно-инженерная школа (CanSat в России)», осуществляемый под эгидой НИИЯФ, имеет своей целью привлечение талантливых школьников к космическим исследованиям и космонавтике.

Истоки проекта восходят к 2012 году, когда в Калужской области состоялись первые соревнования «Cansat в России». Эти соревнования охватывают аудиторию школьников старших классов, в задачу которых входит разработка и создание атмосферных «спутников» - зондов, выводимых на высоту до 1 км и в ходе последнего спуска на парашюте осуществляющих заданную программу исследований. В число обязательных экспериментов входит измерение температуры и давления, дополнительную задачу участники соревнований вырабатывают и осуществляют по своему усмотрению.

Соревнования команд проходят внутри трех групп - Регулярной лиги, в которой участвуют новички, Высшей лиги, участники которой успешно выполнили в прошлом году задания Регулярной лиги, и Студенческой лиги, в которой участвуют наиболее опытные команды с наиболее серьезными и сложными экспериментами.

В ходе подготовки к полету участники знакомятся с основами инженерного дела, конструирования, программирования микроконтроллеров, астрономии, физики космоса, построением систем управления зондами, осуществлением приема информации с летящего объекта и многим другим. Работа над проектом после трех защит завершается финальным этапом – запуском созданного аппарата на ракете (для Регулярной и Высшей лиги), квадрокоптере (для Высшей лиги) или аэростате (для Студенческой лиги).

Для решения задачи подготовки и проведения соревнований были разработаны малые ракеты-носители и двигатели к ним. При их создании использовались доступные ракетомодельные технологии и компоненты топлив, однако по своим характеристикам разработанные изделия превосходят создаваемые в рамках соревнований по ракетомоделизму, и при дальнейшей доработке могут применяться для исследования нижних слоев атмосферы, осуществления экспериментов в ходе полета, и решения других инженерных и научных задач.

Финальный этап соревнований 2015 года проходил с 29 июня по 4 июля в г. Дубна и в Талдомском районе Московской области. В нём участвовали 18 школьных и студенческих команд из 11 регионов России и Беларуси. В Студенческую лигу в текущем сезоне была допущена только команда «Белсат» первокурсников Белорусского государственного университета и учащихся лицея при этом ВУЗе. Кроме того, в ходе этого полёта осуществлялся летный эксперимент, подготовленный группой студентов Молодёжного космического центра МГТУ им. Н.Э. Баумана.

В настоящее время идет подготовка к проведению V российского чемпионата проекта «Воздушно-инженерная школа», который должен состояться в июне 2016 года.

Мероприятие проводится при поддержке администраций Талдомского района Московской области и г. Дубна и финансовой помощи компании «Даурия Аэроспейс» (Сколково) и завода «Тензор» (Дубна).

### Молодёжные научные проекты

## КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МЕЖЗВЕЗДНОЙ СРЕДЫ

**З.С. Жумаев, В.А. Игрицкий,**

**[ysc@bmstu.ru](mailto:ysc@bmstu.ru)**

**И.А. Просвирина, А.В. Тарасова, Н.О. Кременецкий, А.М. Мухыев, И.С. Жаренов**

МГТУ им. Н.Э.Баумана, г. Москва

В данной работе рассматривается вариант реализации космической миссии по исследованию межзвездной среды. Для решения этой задачи необходимо достичь расстояния порядка 250 а.е. - границы гелиосферы, в течение срока безотказной работы электроники, что на сегодняшний день составляет около 25 лет.

В предложенном варианте миссия разделена на несколько этапов. На первом этапе космический аппарат (КА) выводится на сверхтяжелой ракете-носителе SLS (Space Launch System) на опорную круговую орбиту высотой 200 км. Далее для того, чтобы покинуть сферу притяжения Земли используется штатный разгонный блок этого носителя, работающий на жидком топливе. Затем происходит отделение КА, после чего раскрываются конструкции, такие как панели солнечных батарей, рефлектор крупногабаритной антенны, а также штанга с ядерным реактором.

На следующем этапе КА разгоняется ионным двигателем VASIMR до окрестностей Юпитера, где включается жидкостной ракетный двигатель на однокомпонентном топливе с целью осуществления гравитационного маневра. Подобная же коррекция будет производиться во время второго гравитационного маневра в окрестности Урана.

После необходимого разгона в течение примерно 5 лет ионный двигатель с его системой энергоснабжения отделяются, и, так называемый малый космический аппарат продолжает свободное движение. В течение 25 лет суммарного полета аппарат достигнет назначенной цели.

В качестве полезной нагрузки устанавливается аппаратура, аналогичная используемой в космических запущенных аппаратах для исследования дальнего космоса. Полезную нагрузку можно разделить на три группы: детекторы частиц, оптический телескоп и магнитометр.

Проведенный анализ компоновочных решений и проектных параметров позволяет сделать вывод о реализуемости подобного проекта на базе существующих и находящихся в разработке технологий.

## **ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ РАДИОСВЯЗИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МЕЖЗВЕЗДНОЙ СРЕДЫ**

**Я.Ю. Ищенко, А.А. Харлан**

**a.kharlan@hotmail.com**

МГТУ им. Н.Э.Баумана

Одной из центральных проблем при решении задачи полета аппарата для исследования межзвездной среды, является обеспечение бюджета линии связи Борт-Земля в соответствии с требованиями, предъявляемым к аппарату.

Характерная длина радиолинии в ходе такого полета на несколько порядков выше, чем при решении аналогичной задачи космических аппаратов (КА) на околоземных орбитах, к тому же расстояние от борта до Земли монотонно возрастает, что неизбежно потребует перестройки конфигурации системы в ходе полета.

Кроме того, сигналы с расстояний, много превышающих диаметр орбиты Земли, невозможно принять обычными средствами приема, доступными на рынке, поэтому при проектировании системы следует опираться на существующие или перспективные антенны большой апертуры, предназначенные для приема сигналов из дальнего космоса.

В настоящей работе рассматривается выбор проектных и основных конструктивных параметров связной системы аппарата для исследования межзвездной среды. Для обеспечения связи на расстоянии до 300 а.е. предлагается использовать отдельные радиопередающие системы: а) система с параболической антенной с апертурой 1 м, работающая на расстояниях до 10 а.е.; б) основная связная система с разворачиваемой параболической антенной с апертурой 7.5 м, работающая в трех основных режимах радиопередачи, сменяющихся по мере отдаления КА от Земли.

Параметры радиопередающих систем определены с учетом требований по энергетике с одной стороны, и пропускной способности радиоканала – с другой. На начальном этапе полета пропускная способность канала составляет до 15 кбит/с, на последующих этапах – 1.5 кбит/с, что соответствует требованиям со стороны полезной нагрузки (передача информации с исследовательской аппаратуры) и командно-телеметрической системы.

Кроме того, в работе показаны возможности работы системы с существующими и перспективными приемными радиотелескопами, как расположенным на Земле, так и орбитальными.

## **БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ПОЛЁТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ДАЛЬНОГО КОСМОСА**

**Р.А. Дякин, О.С. Швыркина**

**yssc@bmstu.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Дальние космические полёты всегда олицетворяли стремление человечества полететь к другим звёздам. Однако, ввиду сложности выполнения задачи, до желанного межзвёздного полёта еще многие десятилетия работы, но первые шаги к другим мирам уже сделаны: сегодня в космосе работают несколько подобных миссий.

В последнее время СМИ все чаще упоминают о космическом аппарате Voyager-1. Аппарат, запущенный в 1977 году, стал первым объектом, который человечество вывело за пределы Солнечной системы. Однако за всю историю космических полётов миссии к границам Солнечной системы можно пересчитать по пальцам. Из-за большой

продолжительности полёта, технической сложности и высокой стоимости подобные миссии – редкость, но в том и состоит их интерес. Помимо этого, подобные проекты воплощают собой тягу к познанию нового и расширению границ наших возможностей.

В данной работе рассматривается баллистическая часть проекта запуска космического аппарата на 300 астрономических единиц в направлении созвездия Геркулеса с целью изучения межзвёздного пространства и анализа влияния его на магнитосферу Земли. Проводится расчет энергетических затрат. Выдвинутым требованием было достижение поставленной цели не более чем за 25 лет. На начальном этапе полёта было принято решение использовать жидкостный ракетный двигатель для того, чтобы покинуть, так называемую, сферу Хилла Земли, а после использовать двигатели малой тяги. С целью оптимизации энергетических и временных показателей решения поставленной задачи, планируется совершить 2 гравитационных манёвра у планет Юпитер и Уран. К тому же, это даст возможность провести съёмку поверхности Урана.

### **РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МЕЖЗВЕЗДНОГО ПРОСТРАНСТВА**

**А.Д. Рототаев, Е.Н. Муних  
М.В. Коновалова**

**[ysc@bmastu.ru](mailto:ysc@bmastu.ru)**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Организация экспедиции для исследования межзвездного пространства является одним из перспективных направлений развития космонавтики, однако на данный момент для ее осуществления требуется решить целый ряд технических вопросов. Одним из них является организация эффективного энергетического обеспечения космического аппарата (КА) на протяжении длительного срока осуществления миссии, составляющего 25 лет.

При проведении Международной молодежной научной школы «Исследование космоса: теория и практика-2015», проводимой Учебно-научным молодежным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана участники школы разрабатывали проект «Разработка автоматического космического аппарата для исследования межзвездной среды». В связи с этим была произведена проектная проработка системы энергообеспечения КА, его двигательной установки и бортовой аппаратуры, в частности одним из условий при проектировании системы энергообеспечения являлось использование средств на базе существующих реализуемых технических решений.

На этапе разгона КА до окрестностей Юпитера с помощью ионного двигателя VASIMIR для обеспечения его работы было принято решение об использовании ядерного реактора типа SAFE-400, использующего в качестве топлива нитрид урана. Реактор способен производить до 100 кВт электроэнергии.

Для обеспечения функционирования служебных систем и полезной нагрузки был применен использован радиотопный термоэлектрический генератор, рабочим телом которого является плутоний. В качестве дублирующего источника энергии для поддержания непрерывной работы средств связи с Землей использовался комплект из 16 литий-ионных батарей.

Перечисленные средства энергообеспечения были выбраны как наиболее оптимальные, высокопроизводительные, отвечающие требованиям по ограничению мас-

согабаритных характеристик, а также требованиям малой деградации ядерных, радиоизотопных и литий-ионных элементов на протяжении всей миссии.

## **ТЕРМОСТАТИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ПОЛЕТЕ В МЕЖЗВЕЗДНОМ ПРОСТРАНСТВЕ**

**А.П. Кожевникова, И.С. Плотников,  
В.Ю. Скидченко, К.В. Щербакова**

**ysc@bmastu.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Задача термостатирования космического аппарата (КА), предназначенного для изучения межзвездного пространства, требует особого подхода к выбору средств и методов обеспечения его теплового режима.

Целью данной работы являлось выполнение следующих условий:

1. Термостатирование криогенного топлива в баках;
2. Обеспечение заданного температурного режима работы блоков электроники;
3. Выбор оптимальной системы радиаторов.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи: выбрать метод расчета и тип изоляции для баков с топливом, разработать систему термостатирования, учитывая мощность тепловых потерь элементов блоков электроники, а также разработать независимую систему термостатирования модулей радиоизотопного термоэлектрического генератора (РИТЭГ).

Авторами работы предложены следующие технические решения, позволяющие достичь требуемого уровня термостатирования КА:

- для передачи и распределения потоков теплоты между элементами системы термостатирования были выбраны теплотрубки со следующими параметрами: материал корпуса – алюминий, рабочая жидкость – ацетон, тип фитиля – артериальный с шестью артериями;
- в качестве изоляции баков с криогенным топливом была выбрана экранно-вакуумная теплоизоляция, которая включает пакет экранов, размещенный между наружным и внутренними облицовочными слоями.

Для реактора была рассчитана мощность рассеивания энергии, которую он излучает; выбраны его геометрические размеры.

## **ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ МИССИИ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ МЕЖЗВЕЗДНОЙ СРЕДЫ**

**А.Ю. Зубков, А.Я. Касюк, А.А. Мокаева, Т.К. Пахомов,  
М.Е. Решетников**

**ysc@bmstu.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Изучение пространства около границ Солнечной системы является актуальной задачей текущего этапа развития науки и техники. При проектировании автоматических космических аппаратов, предназначенных для подобных миссий, требуется построение систем ориентации и стабилизации, способных обеспечить в течение длительного времени периодические сеансы связи с наземными пунктами управления.

В данной работе рассматривается создание подобной системы для космической миссии по исследованию межзвездной среды. Основная задача такой системы ориентации и стабилизации - осуществление сеансов связи в течение полета и поддержание программной траектории космического аппарата во время гравитационных маневров на орбитах Юпитера и Урана.

Авторами был проведен анализ компоновочных схем систем ориентации и стабилизации и предложены варианты их исполнения применительно к условиям полета. Были построены логарифмические амплитудные и фазочастотные характеристики для выбранных двигателей маховиков.

### **ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С ПАМЯТЬЮ ФОРМЫ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ**

**Р.Э. Аюпов,  
И.А. Просвирина**

**ayrodion@yandex.ru  
iraprosvirina@gmail.com**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В РКТ важно иметь конструкцию способную занимать наименьшие габариты в транспортном состоянии и принимающую необходимую форму в космосе. Так же важно сделать конструкцию максимально легкой. Это требуется для снижения стоимости вывода на орбиту. Существуют специальные приемы, для создания конструкций с изменяемой формой: механические шарниры с приводами, пружинные системы и др. Такой подход позволяет сделать конструкцию с изменяемой геометрией и изделие может поместиться под обтекатель головной части ракеты-носителя в транспортном состоянии, но, с другой стороны, наличие дополнительных узлов снижает надежность и повышает массу изделия. Решением этой проблемы могут служить материалы с управляемыми свойствами, которые все чаще применяются в космических аппаратах.

На практике обычно приходится работать с деталями, имеющими постоянные физико-геометрические свойства. Но при разработке конструкций из материалов с управляемыми свойствами можно добиться существенных преимуществ по оптимизации массы, габаритов и надежности.

В статье авторами рассмотрены преимущества и недостатки применения «умных» материалов и сделан вывод о том, в каких случаях выгодно их применять. Проанализирована классификация материалов с управляемыми свойствами по различным критериям: физическим, прочностным, химическим, способам управления характеристиками, методам производства и тд. Рассмотрены также примеры применения материалов в реальных конструкциях, проанализирован выигрыш конструкции от применения интеллектуальных материалов и соотношения для расчетов динамики, прочности и жесткости «умных» материалов. Предложена методика проектирования конструкций РКТ с использованием материалов с памятью формы.



## МНОГОРАЗОВЫЙ МЕЖОРБИТАЛЬНЫЙ ТРАНСПОРТНЫЙ АППАРАТ

**Ю.Б. Власова,  
Г.В. Данилов,  
В.В. Леонов**

**vlasova2503@gmail.com  
dagerpilot@gmail.com  
lv-05@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В представленной работе рассмотрены вопросы, связанные с проектированием нового многоразового межорбитального транспортного аппарата (ММТА), предназначенного для транспортировки полезного груза (ПГ) с опорной орбиты Земли на Лунную орбиту.

В настоящее время в ряде стран существуют проекты, связанные с пребыванием на поверхности Луны или достижением её орбиты. В их число входят: миссия китайского космического аппарата (КА) Чанъэ-5, российского ПТК НП, индийского Чандраян-2 и др. Другим примером могут послужить проекты создания лунных баз, таких как «Луна семь» компании Лин Индастриал. Перечисленные программы иллюстрируют актуальность создания средств выведения и доставки ПГ на целевую орбиту вокруг Луны.

Вместо создания или использования ракеты-носителя (РН) сверхтяжелого класса предлагается использование специального космического аппарата, который бы выполнял следующие задачи:

- длительное базирование на околоземной орбите;
- стыковка с ПГ и топливными баками для дозаправки ММТА;
- транспортировка ПГ между орбитами Луны и Земли;
- возвращение КА на орбиту базирования.
- Подобный транспортный аппарат имеет ряд преимуществ перед использованием сверхтяжелой РН по однопусковой схеме:
- экономичность – возможность использования РН тяжелого или среднего класса вместо разработки и использования сверхтяжелой РН;
- многоразовость использования ММТА позволит снизить стоимость транспортных операций.

После анализа существующих КА со схожими задачами – разгонные блоки: Фрегат, Бриз, ДМ, КВРБ, были предложены решения по выбору двигательной установки, схемы полета, компоновки ММТА.

Представленный проект ММТА можно реализовать при современном уровне технологий. В последствии его возможно использовать и для других высокоэнергетических орбит.

## ВОЗВРАЩАЕМЫЙ РАКЕТНЫЙ БЛОК

**А.Д. Рототаев,  
В.В. Леонов**

**rototaev93@mail.ru  
lv-05@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В последние годы ведутся активные исследования в области разработки многоразовых транспортных систем. Создание таких систем в перспективе позволит сократить затраты на вывод полезной нагрузки в космическое пространство. Анализ различных вариантов исполнения Многоразовой ракеты космического назначения (МРКН) показывает, что Возвращаемый ракетный блок (ВРБ) наиболее эффективно применяется в качестве первой ступени ракеты-носителя (РН).

Данная работа посвящена вопросам проектирования ВРБ, который после своей отработки в составе РН по самолётной схеме приземляется на заданном аэродроме. Особое внимание уделено выбору топлива и двигательной установки. При этом к разрабатываемому блоку предъявляются следующие требования:

- высокая надёжность – ВРБ должен обеспечить выполнение программы полёта даже в случае отказа одного из двигателей;
- многоразовость – все элементы конструкции, агрегаты и системы должны быть многоразового применения или иметь возможность замены в случае поломки.
- Преимущества ВРБ:
- отсутствие внешней теплозащиты за счет незначительных тепловых нагрузок;
- минимальное время и объем обслуживания маршевого жидкостного ракетного двигателя за счет используемых схем и компонентов топлива.

Создание МКРН является перспективным шагом в совершенствовании средств выведения. Многоразовая РН позволит:

- снизить удельную стоимость выведения килограмма полезного груза;
- повысить надежность;
- значительно уменьшить или полностью исключить районы падения отделяющихся частей РН и связанных с ними затрат.

### **ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНОЙ КОНФИГУРАЦИИ МАНИПУЛЯЦИОННОГО РОБОТА ДЛЯ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ ОПРЕДЕЛЕННЫХ РАБОТ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ**

**Е.А. Васильева, А.Г. Лесков**

**ekaterina26v@gmail.com**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В данной статье рассматривается вариант реализации управления роботом в космическом пространстве для осуществления различных работ.

Следует иметь в виду, что возможности робота ограничены. Он функционирует только в определенном объеме рабочего пространства. Его скорости и ускорения обусловлены соответствующими характеристиками приводов сочленений. В силу нелинейности кинематической схемы, свойственной большинству роботов, максимальные значения скоростей и ускорений различны в разных точках рабочего пространства. Не менее очевидно, что полностью вытянутая «рука» робота удержит меньшую нагрузку, чем согнутая.

В связи с этим возникает ряд задач, в том числе следующие.

1. Планирование положений;
2. Планирование движений;
3. Планирование сил и моментов;
4. Анализ динамической точности.

При использовании робота решение перечисленных задач сводится к выбору положения и ориентации робота в рабочем пространстве и к оснащению его дополнительными степенями подвижности.

Перечисленные задачи могут быть решены с помощью пакета специализированных программ, который осуществляет адаптацию робота и его системы управления к технологическому процессу. В соответствии с поставленными задачами такой пакет должен включать в себя программу анализа положений, решения прямой и обратной задач кинематики.

Понятия «прямая» и «обратная» задачи кинематики возникли в робототехнике в связи с решением задач планирования движений. Решая напрямую задачу кинематики, можно определить положение и ориентацию рабочего инструмента, закрепленного на конце манипулятора, в рабочем пространстве по заданным углам поворота (перемещениям) в степенях подвижности манипуляционного механизма, а при решении обратной – найти эти углы и перемещения, если требуемые положение и ориентация схвата заданы.

## **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО РАСПОЛОЖЕНИЯ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ РАКЕТЫ, СПРОЕКТИРОВАННОЙ ПО СХЕМЕ «ТАНДЕМ», ИЗ УСЛОВИЯ МИНИМУМА СТАРТОВОЙ МАССЫ**

**Е.А. Евсеенко, Н.Н. Генералов**

**elizaveta\_evseenko@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Целью работы является выбор оптимального расположения топливных баков ракеты с точки зрения минимума стартовой массы.

Обычно тяжелый бак окислителя располагают перед баком горючего. Таким образом добиваются меньшей разбежки центра давления и центра масс, что обеспечивает нахождение ее в существующем допуске, гарантирующем качественную работу автомата стабилизации. При этом нижний бак оказывается очень сильно сжат осевыми усилиями, что проиллюстрировано на эпюре сжимающих усилий, действующих на отсеки ракеты, построенной методом дискретного элемента; приводится объяснение этого метода. Основное внимание уделяется расчетам на прочность и устойчивость обечаек баков, определению их толщины в двух случаях компоновки: «окислитель-горючее», «горючее-окислитель». Рассчитывается масса получаемой конструкции в обоих вариантах, анализируется разбежка центра давления и центра масс. Проводится сравнение значения весового коэффициента, получаемого из прочностного расчета, со средним значением, принимаемым при проектировании. Получено различие в 17 %; это позволяет сделать вывод, что полностью полагаться на статистику в этом вопросе нельзя, необходима последующая проверка массы проектируемого отсека в прочностном расчете. Решается проблема статической неустойчивости ракеты установкой решетчатых стабилизаторов, аргументируется выигрыш полученной конструкции в массовом отношении.

В докладе доказана выгода расположения бака окислителя за баком горючего, что позволит создавать более легкие ракеты и увеличить массу полезного груза без увеличения массы изделия в целом. Общепринятое для схемы «тандем» расположение топливных баков «окислитель-горючее» не является единственно правильным. Расположение «горючее-окислитель» более выгодно для уменьшения стартовой массы ракеты.

### ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОЙ МАССЫ ТОПЛИВА АПОГЕЙНОЙ СТУПЕНИ ПРИ МОДИФИКАЦИИ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ В РАКЕТУ-НОСИТЕЛЬ

**В.В. Фомина, К.В. Навагин**

**fomina.valeria.v@gmail.com**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

На сегодняшний день весьма актуальным является вопрос об использовании баллистических ракет, снимаемых с боевого дежурства при завершении срока их эксплуатации в войсках или ввиду выполнения требований международных договоров о сокращении наступательных вооружений. Использование твердотопливных баллистических ракет в качестве базы для модификации их в ракеты-носители позволяет значительно снизить затраты на выведение КА на околоземные орбиты.

Модификация осуществляется путем дооснащения баллистической ракеты апогейной ступенью, основным элементом которой выступает апогейный двигатель, заменой приборного отсека с аппаратурой СУ, установкой системой ориентации и телеметрических систем, заменой головного обтекателя и адаптера для размещения на ракете КА.

В данной работе приводится оптимизационное исследование целью которого является определение рационального облика элементов, необходимых для модификации баллистической ракеты в космическую ракету-носитель. Исследование проводилось на примере баллистической ракеты, спроектированной в ходе курсового проекта.

Для достижения указанной цели: проведен анализ возможных компоновок апогейной ступени; разработаны математические модели, отражающие связь массы и геометрических характеристик основных элементов апогейной ступени с ее основными параметрами (на базе опубликованных в печати данных); определены зависимости высоты орбиты выведения от массы КА и массы топлива апогейной ступени; на базе анализа указанных зависимостей сделан вывод о рациональном облике апогейной ступени и ее параметрах, разработан чертеж вида общего выбранного варианта апогейной ступени космической ракеты-носителя.

### ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАЧАЛЬНОГО УРОВНЯ ЗАПОЛНЕНИЯ ЕМКОСТИ ШУГООБРАЗНЫМ ВОДОРОДОМ

**А.В. Тарасова,  
Г.Н. Товарных**

**madam.amazonka83@yandex.ru  
tovarnjx@yandex.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В настоящее время энергетически самое выгодное кислородно-водородное топливо применяется на верхних ступенях космических ракет, где оно дает наибольший эффект. Низкая плотность и чрезвычайно низкие температуры хранения водорода делают сложным его использование на первых ступенях ракет-носителей. Однако высокая эффективность приводит к широкому использованию в верхних ступенях ракет-носителей, где приоритет тяги уменьшается, а цена массы растет. Кроме того, данное топливо имеет высокую экологичность.

Применение шугообразного продукта, в частности шугообразного водорода с концентрацией твердой фазы около 40 - 60%, в качестве топлива для космических аппаратов и ракет-носителей более предпочтительно, чем применение жидкого водорода.

Он обладает большей хладоемкостью, способствующей его более длительному хранению; при этом потери при испарении водорода будут значительно меньшими, т.к. тепло, поступающее в резервуар с шугой, расходуется в начале на плавление твердой фазы и лишь затем на нагрев и испарение жидкости. Также шугообразный водород обладает большей плотностью и меньшим давлением насыщенных паров, что позволяет увеличить вместимость топливных баков и снизить их массу.

При определении размеров топливных баков и расчете времени плавления шугообразного водорода важной задачей является определение начального уровня заполнения емкости шугообразным продуктом. В работе получены соотношения для нахождения начальной степени заполнения объемов баков различной конфигурации жидкой фазой и шугой с учетом изменения объема, занимаемого криопродуктом, за счёт плавления твёрдой фазы и теплового расширения жидкой фазы.

## **СОЗДАНИЕ СПЕЦИАЛЬНОЙ БИБЛИОТЕКИ ДЛЯ 3D РЕДАКТОРА BLENDER, ПРЕДНАЗНАЧЕННОЙ ДЛЯ РАСЧЕТА ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ, ВОЗДЕЙСТВУЮЩИХ НА СЛОЖНЫЕ ПОВЕРХНОСТИ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ**

**Р.В. Захаров,  
А.В. Тарасова**

**srv.lepton@yandex.ru  
madam.amazonka83@yandex.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Искусственный спутник Земли (ИСЗ) в процессе орбитального движения меняет свое положение не только относительно нашей планеты, но и относительно Солнца, что приводит к периодическому изменению условий облучения его поверхностей солнечными лучами и потоками излучения, уходящими от Земли. Другим периодическим фактором теплового нагружения является работа приборов. В настоящее время под обечайкой функционирующих спутников находится многочисленная аппаратура с определенным интервалом рабочей температуры. Периодически изменяющиеся тепловые потоки, воздействующие на ИСЗ, могут нагреть или охладить его поверхность до температур, не входящих в рабочий интервал приборов, тем самым выводя их из строя.

Целью работы является создание программного обеспечения (ПО), способного рассчитывать тепловые потоки и температуру как в произвольной точке ИСЗ, так и по всей его поверхности от обечайки спутника до гофрированной антенны (поверхности различной сложности). Для этого используется язык-интерпретатор Python3, на котором сначала было создано ПО для расчета плотностей тепловых потоков, воздействующих на оболочку спутника, которая имела форму одного из геометрических примитивов, а именно цилиндр, конус, призма или пирамида. Для исследования потоков, воздействующих на сложные поверхности, было решено преобразовать написанное ПО в скрипт для графического 3D редактора Blender, написанного на языке Python. Blender позволяет разбить любую поверхность на подобласти, что упрощает задачу моделирования частей спутника.

Также одной из задач является совершенствование методики расчета теплового нагружения ИСЗ путем разбиения поверхностей спутника на подобласти и вычисления искомых величин для каждой из них. Это значительно повышает точность расчета тепловых потоков, а, следовательно, и температуры поверхности ИСЗ.

### **РАЗРАБОТКА УПРАВЛЯЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА ДЛЯ СИСТЕМ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ НАНОСПУТНИКОВ**

**В.В. Зеленцов,  
А.Ю. Зубков,  
Т.К. Пахомов**

**victor\_zelentsov@yahoo.com  
anton\_zubkov@mail.ru  
tpaxomov@list.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Развитие технологий миниатюрных космических аппаратов: микро- и нано-спутников, - это новый этап в освоении околоземного пространства. Малые аппараты активно используются для дистанционного зондирования Земли, мониторинга экосистем, прогноза погоды, землетрясений, исследования ионосферы, отработки новых технических решений в условиях космоса.

В связи с развитием данных технологий заново возникает проблема реализации систем ориентации и стабилизации наноспутников. Малые размеры и масса аппарата накладывают жесткие ограничения по массе и габаритам на компоненты систем ориентации и стабилизации, в том числе и на исполнительные органы систем, что не позволяет в полной мере применить к разработке управляющих двигателей-маховиков для наноспутников традиционно сложившийся подход к разработке подобных устройств для более крупных космических аппаратов.

Управляющие двигатели-маховики строятся на базе бесколлекторных двигателей постоянного тока. Серийно выпускаемые двигатели в своем большинстве не удовлетворяют всему спектру предъявляемых требований по возможности использования в вакууме, устойчивости к возникающим при выведении нагрузкам и неравномерности выходного момента.

В рамках данной работы ведется моделирование системы «двигатель-маховик» для определения оптимальных параметров специального бесколлекторного двигателя постоянного тока, разработка алгоритмов управления, создается экспериментальный образец управляющего двигателя-маховика. Планируется проведение испытаний экспериментального образца с целью последующей разработки на его базе летного образца управляющего двигателя-маховика для использования в проектах создания наноспутников МГТУ им. Н.Э.Баумана.

### **АНАЛИЗ ПРОГРАММЫ ВЫВЕДЕНИЯ И ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ**

**В.В. Коровин,  
Н.Г. Павлов**

**korovinvv@bmstu.ru  
pavlovkolian@gmail.com**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В докладе рассматривается оптимальное проектирование баллистической ракеты. Задача формулируется как обратная – при заданной стартовой массе ищется максимум дальности. Решение осуществляется в несколько этапов. Сначала выполняется анализ программы выведения ракеты с заданными характеристиками. Проводится оптимизация параметров типовых программ угла наклона траектории, опубликованных в литературе. Используются уравнения движения 2-х и 3-х ступенчатой ракеты, как материальной точки.

На втором этапе варьируются проектно-баллистические параметры ракеты и проводится их оптимизация совместно с формой траектории. Выбираются тяговооружен-

ности ступеней, распределение масс по ступеням и другие характеристики в рамках заданной массовой модели изделия.

На следующем этапе анализируется нагружение корпуса ракеты на активном участке. Осуществляется выбор проектно-баллистических параметров и формы траектории с учетом ограничений по нагрузкам.

Программно-математическое обеспечение находится в процессе разработки. Приводятся результаты выполнения ряда тестовых расчетов.

## **ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ СТРАТОСФЕРНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ ПО ОТРАБОТКЕ ЭЛЕКТРОНАГРЕВНОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

**П.С. Лукашин, В.А. Лобеева, М.Я. Сбоева, Р.Э. Аюпов,  
В.С. Крылов, А.А. Алешин, И.С. Сусло, М.В. Ульянов,  
Н.В. Ульянова** [www-sm2@yandex.ru](mailto:www-sm2@yandex.ru)

МГТУ им. Н.Э.Баумана, г. Москва

Миниатюризация космической техники и, в частности, появление космических аппаратов класса «нано» и «пико», требует особого подхода к проектированию двигательной установки.

В данной работе предложено создать специальный летательный аппарат, на борту которого установлены испытываемые реактивные двигатели так, чтобы они создавали пару сил, закручивающих летательный аппарат вокруг продольной оси, ориентированной вертикально. Летательный аппарат поднимается на высоту более 25 км при помощи стратосферного зонда. Таким образом, создается необходимое для работы двигателя пониженное давление на срезе сопла двигателя. Впоследствии летательный аппарат отделяется от стратосферного зонда и работа реактивных двигателей продолжается в условиях свободного падения в среде с низкой плотностью, что позволяет свести на нет искажения, вносимые в эксперимент от подвеса, на котором размещался двигатель в лаборатории.

Силами студенческого коллектива МГТУ им. Баумана был создан стратосферный технологический летательный аппарат «Метелица». 30 июня 2015 года проведен эксперимент с запуском его в стратосферу. Эксперимент позволил отработать и испытать основные устройства и системы летательного аппарата. В докладе будут представлены результаты летного эксперимента, а также показаны усовершенствования, внесенные в конструкцию для проведения повторного эксперимента.

## **НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ ИННОВАЦИОННОГО ПОДХОДА К ТЕРМОВАКУУМНОЙ ОТРАБОТКЕ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**Н.А. Муллин** [mullin@bmstu.ru](mailto:mullin@bmstu.ru)

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Интенсивное развитие науки и техники, особенно в направлении миниатюризации, позволяет возлагать на малые космические аппараты (МКА) всё более сложные задачи, в результате чего к ним предъявляются всё более строгие требования по надёжности. Одним из самых затратных этапов наземной отработки МКА является учет

влияния теплового режима в условиях космоса, определяемого в процессе термовакуумной отработки (ТВО).

ТВО включает в себя комплекс расчетно-методических, экспериментальных и конструкторских работ по обеспечению и уточнению заданных технических характеристик системы обеспечения теплового режима (СОТР), подтверждение проектных значений параметров теплообмена и уточнение возможных условий функционирования космического аппарата (КА). Проанализировав различные варианты построения СОТР КА, с учётом специфики МКА, можно предложить следующий подход к ТВО.

Первый этап - создание тепловой блок-схемы (ТБС) проектируемого МКА. ТБС состоит из блоков и связей между ними. Блоки - все механические составные части КА, тепловые связи между которыми (термоинтерфейсы) – есть связи между блоками. Параметры элементов этой блок-схемы должны быть определены. А неизвестные параметры ТБС следует измерить в процессе проведения тестов по определению тепловых сопротивлений термоинтерфейсов с помощью изготавливаемых образцов.

Второй этап – построение тепловой математической модели МКА на основе ТБС с последующим моделированием тепловых режимов.

Такой подход позволит в случае внесения в проект изменений оперативно их учесть, а также в большинстве случаев избежать создания тепловых макетов МКА, то есть сразу перейти к проведению термовакуумных испытаний летного образца.

### **РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ПОДБОРА ОПТИМАЛЬНОЙ МАССЫ ВАФЕЛЬНОЙ КОНСТРУКЦИИ И НАПРЯЖЕНИЙ, ДЕЙСТВУЮЩИХ В НЕЙ, С ВОЗМОЖНОСТЬЮ ВЫБОРА ФОРМЫ КЛЕТКИ**

**А.В. Тарасова,  
Р.В. Захаров**

**madam.amazonka83@yandex.ru  
srv.lepton@yandex.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В ракетной технике часто встречаются конструкции, содержащие вафельные оболочки (оболочки, усиленные за счет того, что их внутренняя полость покрыта редуцированными стрингерами и шпангоутами, которые и образуют клетку), например, топливные баки, на которые воздействует множество меридиональных (сила тяги, аэродинамическая сила, вес и др.) и окружных нагрузок (сила, появляющаяся в результате наддува бака).

Данная работа посвящена проектированию программного обеспечения (ПО), позволяющего подобрать оптимальное соотношение между высотой клетки и толщиной оболочки (параметр, обозначенный как  $\psi$ ), которое влияет на вес конструкции и напряжения, действующие в оболочке. Также ПО позволяет подобрать форму клетки вафельной оболочки, при которой достигается минимальный вес и напряжения в оболочке лежат в пределах зоны упругости или пластичности.

В результате выполнения программы можно не только оценить вес оболочки и действующие в ней напряжения по построенным графикам, но и посмотреть параметры геометрии клетки в зависимости от соотношения ее высоты к толщине оболочки. После выбора определенного соотношения  $\psi$ , еще раз запустив программу, все необходимые для проектирования клетки параметры, будут записаны в файл.



## ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МЕТАНОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ РАКЕТНО-КОМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Е.П. Виноградова, В.Е. Медведев

katyavinograd.93@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э.Баумана, г. Москва

В данной работе проведен анализ возможности использования метановых двигателей для ракетно-космической техники, их преимущества и недостатки. Представлен сравнительный анализ топлив «кислород + керосин» и «кислород + метан», выявлены основные достоинства метанового топлива, а также рассмотрены существующие образцы двигательных установок, работающих на данном виде топлива.

Планы развития космических программ предполагают увеличение интенсивности запусков и грузоподъемности ракет-носителей, что приведет к росту затрат на реализацию космических программ. В связи с этим, как никогда актуален поиск новых, более экономичных и эффективных топлив, способных обеспечить снижение стоимости выведения одного килограмма полезного груза на орбиту.

Стоит отметить следующие свойства, как: не ядовитость, способность к испарению, отсутствие коксообразования, легкость добычи и распространенность на Земле.

Основными преимуществами метана перед керосином являются: меньшая стоимость (что приводит к удешевлению выведения одного килограмма полезного груза на орбиту), больший удельный импульс, более низкая температура продуктов сгорания, отсутствие сажеобразования.

Основными недостатками являются более низкая температура кипения и меньшая плотность.

Таким образом, проведенный в данной работе анализ метанового топлива, позволяет сделать вывод о перспективности разработок двигателей для ракетно-космической техники на данном виде топливе.

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ПОЛЕТА НА МАРС

Н.В. Бирев, Г.Н. Товарных

nbiryov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Тросовая система (ТС) представляет собой систему, состоящую из двух космических аппаратов (КА), соединенных длинным тросом, совершающую орбитальное движение. Впервые ТС и способ ее применения был описан в 1895 году в работе К.Э. Циолковского «Грезы о Земле и небе». Вопросы применения тросов в космосе рассматривались в работах Ф.А. Цандера и Ю. В. Кондратюка. В 1960-х годах начались разработки конкретных проектов ТС.

Тросовые системы имеют целый ряд отличий от КА традиционного типа. Во-первых, большая протяженность обеспечивает устойчивое вертикальное положение системы на орбите. При этом на концах системы создается малая искусственная сила тяжести, а соединенные тросом аппараты имеют недостаток или избыток орбитальной скорости. В то же время угловая скорость всех элементов ТС одинакова. Во-вторых, ТС имеет возможность изменения длины троса путем его выпуска или втягивания. Это позволяет регулировать взаимное положение и ориентацию аппаратов, передвигать по тросу грузы, присоединять и отцеплять от ТС различные объекты.

Данная работа посвящена исследованию возможности использования ТС для полета к Марсу. В работе получены соотношения для определения параметров тросовой

системы, центр которой расположен на геостационарной орбите, а КА, прикрепленный к верхнему концу ТС, имеет гиперболическую скорость. Рассчитана площадь поперечного сечения и масса троса, изготовленного из современных материалов.

Показано, что использование ТС для полета на Марс возможно, для этого необходимо развернуть на орбите трос определенной длины и в верхней части троса отцепить КА, имеющий достаточную линейную скорость для преодоления поля тяготения Земли и полета по эллипсу Гомана между орбитами Земли и Марса. Последующее использование аэродинамического торможения в атмосфере Марса позволит существенно сократить затраты топлива. Исследована так же возможность возвращения КА с нижней части тросовой системы на Землю без затрат топлива, используя аэродинамическое торможение в атмосфере Земли.

### **КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ ЛУННОЙ БАЗЫ НА ОСНОВЕ МОДУЛЬНОГО ПРИНЦИПА**

**Д.А. Кириевский, А.М. Кривошей, Н.А. Соловьев,  
А.Н. Рязанцев, В.А. Бугров, А.П. Кожевникова,  
О.Г. Русанова** [ysc@bmstu.ru](mailto:ysc@bmstu.ru)

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Освоение Луны, как и других тел Солнечной системы, невозможно без создания высокоэффективной транспортной системы, космических комплексов и исследовательских баз. В долгосрочной перспективе на Луне могут быть созданы заводы по производству космических буксиров, добыче топлива из лунного грунта, созданию новых материалов. Такой подход позволит решить ряд актуальных проблем, включая предотвращение энергетического и экологического кризисов, расширит наши знания в области исследования космического пространства.

В работе рассматривается перспектива создания лунной базы, состоящей из набора универсальных модулей. Такой принцип формирования базы позволит обеспечить высокие темпы строительства и многофункциональность лунной базы. Изменение внутренней конфигурации универсального модуля позволит использовать его под конкретные цели. Для отработки предлагаемого модульного принципа создания базы были выбраны следующие типы модулей: командный, бытовой и научно-исследовательский. Отдельное внимание в работе уделяется исследованию особенностей эксплуатации постоянной обитаемой лунной базы минимальной конфигурации, включающей вышеперечисленные модули.

В работе также рассмотрен вопрос доставки модулей и грузов с окололунной орбиты на поверхность Луны при помощи посадочного модуля.

### **АНАЛИЗ СИСТЕМ РАДИАЦИОННОЙ ЗАЩИТЫ ЭКИПАЖА В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ**

**А.С. Пачин, И.К. Бжинаев, С.Е. Шишкин,  
Т.А. Кабанова, М.А. Айрапетян, Д.В. Ишин** [ysc@bmstu.ru](mailto:ysc@bmstu.ru)

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Основной проблемой освоения Луны и других объектов Солнечной системы является опасное для человека ионизирующее излучение. Решая задачу обеспечения без-

опасного пребывания людей вне магнитосферы Земли, учеными выдвинуты разные концепции и подходы к созданию «радиационного щита» для космического аппарата.

В представленной работе приводится анализ средств создания магнитного поля вокруг орбитальной станции, которое позволит защитить экипаж от радиационной опасности. Основная идея состоит в том, что поле определенной конфигурации, созданное вокруг КА, способно снизить облучение космонавтов до допустимого для жизнедеятельности уровня.

В основе проекта – анализ предлагаемых схем и методов создания подобного защитного поля в космосе для орбитальной станции. Выполнена оценка основных характеристик, присущих проектам по защите от радиации, исходя из которой выбраны несколько наиболее удачных инженерных и научных решений, представлены их концепции. Результаты работы могут быть использованы в дальнейшем при разработке реальных систем активной радиационной защиты КА. Для отработки данной технологии авторами предлагается использование точки либрации L1 ввиду особенных условий в ней и достаточной отдаленности от магнитосферы Земли.

## ШКОЛЬНЫЕ ПРОЕКТНЫЕ РАБОТЫ ПО ФИЗИКЕ КОСМОСА

**С.А. Красоткин, В.В. Радченко**

**sergekras@rambler.ru**

Научно-исследовательский институт ядерной физики имени Д.В. Скобельцына, Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова

В рамках проведения цикла ««Проектные работы школьников по физике космоса на базе спутников МГУ-2015 г. в НИИЯФ МГУ проходили лекции, семинары и мастер-класс для преподавателей общеобразовательных учебных заведений.

Цель их проведения состоит в предоставлении школьным учителям новых возможностей для привлечения учащихся образовательных учреждений к фундаментальным космическим исследованиям, проводимым на базе спутников, а также повышение интереса учащихся к космическим исследованиям. Задачи цикла:

- создание технических возможностей для выполнения учащимися проектных работ по космической тематике;
- информирование педагогических работников о космических исследованиях, проводимых в МГУ и о возможностях использования данных университетских спутников в школьных проектных работах;
- разработка методической литературы для организации проектных работ школьников по космической тематике на базе спутниковых экспериментов МГУ.

В результате участия в работе цикла педагогические работники получили знания, которые позволяют эффективно организовывать практическую работу школьников с данными космических экспериментов.

В работе цикла приняли участие более 350 человек. Работа лекций и семинаров транслировалась в сети интернет. Полный объем цикла составил 32 акад. часа. Особую активность проявили учителя Московской области, Чувашской Республики, Республики Татарстан и Республики Крым.



## КОМБИНИРОВАННЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ДЛЯ ГИПЕРЗВУКОВЫХ И ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

### ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ТРАНСКОНТИНЕНТАЛЬНОГО ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

**А.С. Ершов,**

**a\_ershov@ciam.ru**

**В.Е. Шлякотин, Р.Р. Нигматуллин, Г.Д. Харчевникова**

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

В настоящее время ведущие мировые авиационные разработчики снова начали проявлять интерес к созданию высокоскоростных пассажирских транспортных средств. Уже накоплен определенный научно-технический и технологический задел в этой области, и в ряде зарубежных стран прорабатываются проекты высокоскоростных пассажирских самолетов (ВПС).

Согласно результатам маркетинговых исследований, проведенных специалистами консорциума *Nikai* — группы европейских и японских компаний и исследовательских организаций, в течение ближайших 20 лет рынком будут востребованы самолеты, способные осуществлять полет с числом  $M > 4$  вместимостью до 100 пассажиров. Такие самолеты могли бы эксплуатироваться на прямых беспосадочных рейсах протяженностью до 11 000 км. В настоящее время эти перелеты осуществляются дозвуковыми самолетами. Таким образом, продолжительность полета сократится с 13 до 3 часов.

Создание ВПС планируется осуществлять поэтапно, начиная с небольших административных самолетов на 10...20 пассажиров с постепенным переходом по мере развития рынка на более вместительные.

Авторы работы провели исследования по определению предварительного облика комбинированной турбопрямоточной (тандемной схемы) силовой установки (СУ) для высокоскоростного административного самолета с взлетной массой 90 т и вместимостью 12 пассажиров. В ходе исследования рассмотрено влияние параметров рабочего процесса и размерности двигателей СУ на критерий эффективности — дальность полета ВПС, определены лётно-технические характеристики ВПС.

Комбинированная СУ предусматривает использование в своем составе двухвальных одно- и двухконтурных газотурбинных двигателей (ГТД) и прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД).

Исследования проведены с использованием комплекса программ «ВАКС», разработанного в ЦИАМ под руководством Н.П. Дулепова, и программы расчета высотно-скоростных и дроссельных характеристик ГТД, созданной специалистами отделения 300 ЦИАМ.

Результаты исследований показали возможность создания ВПС, оснащенного комбинированной СУ, с числом  $M = 4...4,5$  дальностью полета более 7000 км при существующем научно-техническом и технологическом заделе. Для сравнения представлены результаты исследований по оценке эффективности СУ для ВПС на основе только ГТД.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАЮЩЕГО КРЫЛА С СИЛОВЫМИ УСТАНОВКАМИ НА КРЕЙСЕРСКОМ РЕЖИМЕ ПОЛЕТА

Ф.А. Слободкина

faslobod@gmail.com

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Рассматривается обтекание летательного аппарата (ЛА) компоновки «летающее крыло» (ЛК) с учетом силовой установки (СУ) на крейсерском режиме полета:  $H=11$  км, число Маха  $M=0,85$ . Исследование проведено путем численного интегрирования уравнений Рейнольдса для вязкого сжимаемого турбулентного нестационарного трехмерного течения с привлечением моделей турбулентности [1]. Конструкция ЛА предложена ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского. В хвостовой части крыла расположена СУ, состоящая из двух двигателей в мотогондолах.

Целью исследования является изучение совместного влияния управляющих параметров – угла атаки, расположения мотогондол двигателей над поверхностью крыла, отбора воздуха из пограничного слоя перед входом в воздухозаборник с поверхности крыла – на характеристики (аэродинамическое качество  $K = C_y/C_x$ ) ЛА с СУ.

Результаты исследования показали, что во всех рассмотренных случаях оптимальный угол атаки равен  $5$  гр. Найден расход отбираемого воздуха из пограничного слоя для СУ, расположенных на крыле при нулевом расстоянии от поверхности ЛК (расход менялся от  $10$  до  $50$  кг/с).

В зарубежной литературе в основном рассматривается вариант расположения мотогондол непосредственно на поверхности крыла ( $L=0$ ) и, чтобы избежать негативного влияния пограничного слоя, предлагается встраивать в двигатель дополнительные каналы сложной конструкции для отдельной подачи воздуха в вентилятор и в компрессор, например, см. [2].

При оптимальных управлениях аэродинамическое качество ЛА повышалось на  $11-14\%$  по сравнению с традиционными значениями управляющих параметров.

Отметим, что путем отсоса пограничного слоя при расходе  $50$  кг/с и  $L=0$  значения  $C_y/C_x$  достигали значительной величины, но энергетические затраты в этом случае сопоставимы с затратами всей СУ.

Литература

1. Ф.А. Слободкина, В.В. Малинин Численное исследование обтекания летающего крыла с силовыми установками. Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ (2012-2013) Москва 2014, стр.124-126.
2. Заявка США.№2002/0134886, кл. В64В/24, 2002.

## ОБЪЕМНО-МАССОВАЯ КОМПОНОВКА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

М.М. Алексеева,  
В.В. Разносчиков,  
И.С. Аверьков, М.В. Анфимов

alexeeva@ciam.ru  
raznoschikov@ciam.ru

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Создание высокоскоростного летательного аппарата (ЛА) на твердом топливе – сложная и многодисциплинарная задача. Объемно-массовая компоновка (ОМК) –

важнейший процесс при формировании облика ЛА, который формирует массовые и габаритные характеристики, влияющие, в свою очередь, на АДХ ЛА, устойчивость и управляемость в полете и другие параметры.

В качестве допущения принято, что ЛА включает следующие компоненты: планер, полезную нагрузку (ПН), силовую установку (СУ) и топливную систему. Бывают разные постановки формирования облика. С одной стороны, все составляющие ОМК должны быть размещены в задаваемых габаритах, и это зачастую приводит к изменению внешних обводов планера и, соответственно, к изменению АДХ. Другими словами, ОМК формируемой системы «ЛА–СУ–Т» осуществляется при изменяющихся 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 данного двигателя в самолетной компоновке является то, что баки твердого топлива (БТТ), которые, по сути, являются газогенераторами, соединены с камерой дожигания газоведами и расположены в корпусе ЛА. Очевидно, что для выполнения продолжительного полета необходимо иметь большой запас топлива. Поэтому БТТ занимают большой объем в фюзеляже ЛА. При выборе места расположения БТТ необходимо учитывать, что выработка топлива в баках не должна оказывать влияние на смещение положения центра тяжести ЛА, БТТ не должны мешать размещению полезной нагрузки и другого оборудования, находясь в обводах планера с учетом его конструкции и теплосащиты. Поэтому важно понять физику влияния свойств твердого топлива не только на надежность и эффективность двигателя, но и на летно-технические характеристики ЛА.

Все вышеперечисленное выполняется исследователем в реальном масштабе времени. Но если стоит задача получения более детальной информации об АДХ, массовой сводки элементов планера и СУ, вычисления центра масс, моментов инерции изделия, подготовки к численному трехмерному моделированию в программах трехмерного газодинамического расчета и т. п., требуется создать трехмерную твердотельную модель изделия. Для решения в том числе и таких задач разработана технология оптимизации ОМК системы «ЛА–СУ–Т» и импорт полученных результатов в трехмерную твердотельную модель изделия с целью дальнейшего детального исследования.

В докладе показаны примеры решения формирования объемно-массовой компоновки ЛА, а также пример трехмерной твердотельной модели.

## ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ТВЁРДЫХ ТОПЛИВАХ

**Е.В. Суриков, М.С. Шаров, Л.С. Яновский**      [dep00904@yandex.ru](mailto:dep00904@yandex.ru)

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Методология экспериментальной отработки ракетно-прямоточных двигателей на твёрдых топливах (РПДТ) определяется тем, что РПДТ разрабатывают в качестве интегрированной с летательным аппаратом (ЛА) системы [1].

При разработке перспективных ЛА с РПДТ обычно выполняют комплекс испытаний, которые включают: 1) продувку воздухозаборного устройства в аэродинамической трубе; 2) определение в аэродинамической трубе характеристик внешнего обтекания ЛА; 3) огневые стендовые испытания (ОСИ) РПДТ с присоединенным трубопроводом подачи горячего воздуха; 4) ОСИ РПДТ в составе ЛА в свободной струе воздуха; 5) лётные испытания РПДТ в составе ЛА.

ОСИ РПДТ с присоединённым трубопроводом являются наиболее трудоемкими в ходе отработки двигателя. При проведении испытаний на присоединенном трубопроводе горячий дозвуковой поток воздуха поступает непосредственно на вход в камеру дожигания РПДТ. Эти испытания проводят для оценки следующих параметров: коэффициента полноты сгорания и потерь давления в камере дожигания, работоспособности соплового блока и системы теплозащиты, а также для моделирования переходных режимов работы.

В соответствии с известной методологией отработки твёрдых топлив (ТТ) для РПДТ выбор марки ТТ, отвечающей заданным требованиям, обычно проводится на этапе ОСИ в условиях автономного газогенератора. Однако в последние годы в ЦИАМ практика экспериментальной отработки РПДТ на новых высокоэнергетических ТТ выявила необходимость проведения этапа селекции ТТ на режимах дожигания продуктов их газогенерации при ОСИ РПДТ с присоединенным трубопроводом подачи горячего воздуха.

Литература

1. Обносков Б.В., Сорокин В.А., Яновский Л.С. и др. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твёрдом топливе / Учебник под общ. ред. В.А. Сорокина. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. – 303 с.

## ИССЛЕДОВАНИЯ ТЯГОВО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МНОГОРЕЖИМНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ТВЕРДЫХ ТОПЛИВАХ

**А.В. Замолаева,  
В.В. Разносчиков, И.С. Аверьков,  
М.М. Алексеева**

**a.zamolaeva@bk.ru  
igoravervkov@yandex.ru**

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Многорежимный РДТТ (МРДТТ) по сравнению с однорежимным имеет ряд преимуществ, основным из которых является большая дальность полета летательного аппарата (ЛА). МРДТТ является дальнейшим эволюционным этапом развития ракетных двигателей на твердых топливах.

Несмотря на простоту конструкции МРДТТ, остается открытым вопрос выбора топлива, конфигурации укладки и конструкции корпуса двигателя. Кроме этого, подбор параметров двигателя необходимо осуществлять в согласовании с вопросами интеграции с ЛА. Таким образом, формируется задача выбора топлива и оптимизации параметров двигателя по критериям высокого уровня (к примеру: дальность полета ЛА). Для выполнения такой задачи создана математическая модель (ММ) системы «Летательный аппарат силовая установка топливо» (ЛА–СУ–Т). Данная модель используется в программе «Авиационный химмотологический анализ» (АХА).

В программе АХА внедрены модули ММ, отвечающие за расчет МРДТТ. Кроме этого, сформирована база данных твердых и пастообразных топлив, которые могут быть в перспективе использованы в двигателях. Важным вопросом при создании ММ остается ее адекватность. Этому посвящено отдельное исследование, в котором выполняется процедура верификации ММ двигателя.

В докладе будут представлены примеры решений, касающиеся формирования оптимальных параметров двигателя и выбора топлива для ЛА различного назначения.

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ МЕТАЛЛИЗИРОВАННОГО ТВЁРДОГО ТОПЛИВА В ВОЗДУХЕ

А.В. Ананьев,  
И.В. Лаптев, А.С. Рошин

anatoly.v.ananyev@gmail.com

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»

Для определения параметров смесеобразования и горения в проточном тракте комбинированной силовой установки на твёрдом топливе рассматривается течение двухфазной реагирующей смеси. Детальный механизм горения такого топлива неизвестен, и его использование потребовало бы больших вычислительных затрат. Но поскольку температура воздуха уже на входе в камеру дожигания достигает 1600 К и более, то можно приближённо считать газовую фазу находящейся в термодинамическом равновесии. Такой подход, например, применяется в [1–2] для расчёта горения и детонации частиц алюминия и магния в воздухе в одномерной постановке.

Термодинамическое равновесие предлагается считать приближённо — по методике [3]. Дополнительно делается предположение, что жидкая и твёрдая фазы, получающиеся в результате расчёта термодинамического равновесия, представляют из себя совершенный газ, состоящий из кластеров данного вещества [4].

На рис. 1 представлен пример расчёта температуры в канале при дожигании борсодержающего топлива в воздушном потоке с температурой торможения 1600 К.

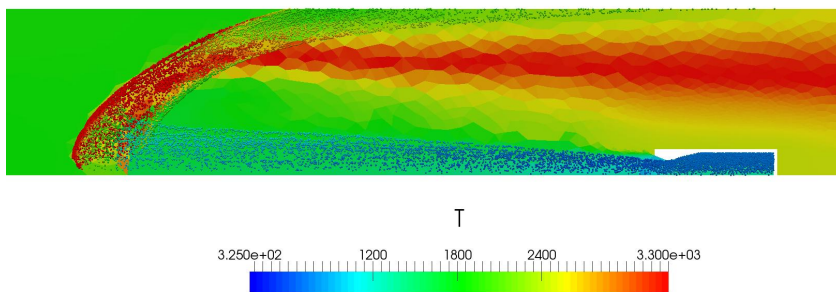


Рисунок 1.

### Литература

1. В.Ю. Гидаспов Численное моделирование стационарных детонационных волн в смеси частиц алюминия с воздухом. Электронный журнал Труды МАИ, 2011, № 49, 18 с.
2. В.Ю. Гидаспов Численное моделирование стационарных волн горения и детонации в смеси частиц магния с воздухом. Электронный журнал Труды МАИ, 2013, № 66, 14 с.
3. S. Gordon, V. J. McBride Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications NASA RP-1311, 1994.
4. А.Ф. Дрегалин, И.А. Зенуков, В.Г. Крюков, В.И. Наумов Математическое моделирование высокотемпературных процессов в энергоустановках/ Под ред. В.Е. Алемасова. Изд-во Казанского университета, 1985, 263 с.



## ПОСТАВКА ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ИЗДЕЛИЙ НАУКОЕМКОГО МАШИНОСТРОЕНИЯ

Д.М. Гальперин

dgalperin@aviamotor.ru

КНИТУ им. А.Н. Туполева – КАИ

В настоящее время в различных источниках в основном рассматриваются три метода обеспечения надежности и безопасности эксплуатации изделий авиационной и ракетно-космической техники: поставка жизненного цикла, непрерывный мониторинг в эксплуатации, послепродажный сервис.

Во время сравнительно недавнего посещения Казанского авиационного производственного объединения, выпускающего самолеты Ту-214 и модернизирующего выпущенные этим же предприятием сверхзвуковые стратегические самолеты Ту-22МЗ и Ту-160, министр обороны РФ С.К. Шойгу озвучил требование реализации поставки жизненного цикла самолетов. В интервью каналу «Россия 1» летом 2015 года заместитель руководителя Ространснадзора В.Б. Черток отметил необходимость внедрения непрерывного мониторинга технического состояния воздушных судов гражданской авиации. По сообщению ИНТЕРФАКС-АВН от 21 августа 2015 года, опубликованному «Новостями ВПК» в период подготовки к Международному авиационно-космическому салону «МАКС-2015», заместитель генерального директора концерна ПВО «Алмаз-Антей» В.К. Дзиркалн отметил, что научно-производственный потенциал концерна позволяет осуществлять комплексное сервисное обслуживание на всех этапах эксплуатации производимой продукции.

Наиболее эффективным и перспективным методом является поставка жизненного цикла, основанная на PLM-технологии. В 2008 году издательством Казанского государственного технического университета было выпущено учебное пособие «Программное обеспечение корпоративной системы информационных технологий на основе CAD/CAM/CAE/PDM и ERP-систем для предприятий наукоемкого машиностроения». В нем рассмотрена методология послепродажной поддержки наукоемкой продукции с применением концепции и средств CALS-технологии (непрерывной поддержки жизненного цикла). В то же время рассматривались элементы управления жизненным циклом (Product Lifecycle Management — PLM).

В настоящее время PLM-технологии, безусловно, получили распространение не только в ведущих индустриальных государствах, но и в России. Основой для этого является применение в составе корпоративной системы информационных технологий наукоемкого машиностроения прикладного программного обеспечения (ПО) верхнего уровня, лидирующего на мировом рынке. В Объединенной авиастроительной корпорации (ОАК) и Объединенной двигателестроительной корпорации (ОДК) используются программные пакеты (CAD/CAM/CAE) NX, а также система управления данными продукции (Production Data Management — PDM) Teamcenter, которые поставляются и совершенствуются компанией Siemens PLM Software.

Teamcenter выполняет роль PLM-платформы. Эти же программные продукты используются на большинстве предприятий холдинга «Вертолеты России», в частности, Московским вертолетным заводом им. Миля и Казанским вертолетным заводом. При разработке и производстве вертолетов Камова применяется ПО компании Dassault Systemes (CATIA и PDM (PLM-платформа) ENOVIA). В г. Самаре ЦСКБ «Прогресс» — разработчик и производитель ракетоносителей «Союз» — внедрил ПО компании PTC (Creo (Pro/ENGINEER) и PDM (PLM-платформа) Windchill). В результате время, проходящее от момента проектирования до выпуска продукции, сократилось на 40 — 50 %.

Специализированное программное обеспечение инженерного анализа CAE, предлагаемое лидерами этого сектора мирового рынка, также является компонентом комплекса управления жизненным циклом PLM. Пионером создания ПО инженерного анализа и моделирования процессов, характерных для изделий наукоемкого машиностроения, является компания MSC.Software. Компания известна в первую очередь признанным в научно-технической области программным продуктом Nastran. Nastran был предложен пользователям группой разработчиков в 1970 году после реализации задачи, поставленной NASA в 1960 году.

В настоящее время лидером рынка CAE по объему продаж является компания ANSYS, совершенствующая и внедряющая в качестве головного одноименный программный продукт. Успешно участвует в рынке CAE компания Dassault Systemes, создавшая приложение SIMULIA, ведущим компонентом которого является пакет программных продуктов Abaqus, приобретенный совместно с одноименной компанией.

Комплекс PLM позволяет решать инженерно-технические и производственные задачи на всей протяженности жизненного цикла изделия, включая эксплуатацию, модернизацию и ремонт.

### **ПУЛЬСИРУЮЩИЕ ТЕЧЕНИЯ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ В КОЛЬЦЕВОМ СОПЛЕ**

**В.А. Левин<sup>1</sup>, levin@iacp.dvo.ru, levin@imec.msu.ru**  
**Н.Е. Афонина<sup>2</sup>, В.Г. Громов<sup>2</sup>, И.С. Мануйлович<sup>2</sup>, Г.Д. Смехов<sup>2</sup>, А.Н. Хмелевский<sup>2</sup>,**  
**В.В. Марков<sup>3</sup>**

<sup>1</sup>Институт автоматики и процессов управления ДВО РАН, Владивосток,

<sup>2</sup>Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова

<sup>3</sup>Математический институт им. В.А. Стеклова РАН

В кольцевых и двухщелевых соплах с внутренним дефлектором существуют различные режимы течения. В стационарном режиме работы указанные сопла относятся к классу сопел с центральным телом. В нестационарных периодических пульсирующих режимах работы они представляют собой высокочастотные пульсирующие выходные устройства, которые рассматриваются как перспективные для реализации пульсирующего детонационного режима сжигания топлива.

В работе представлены результаты расчетно-экспериментального исследования пульсирующих квазипериодических течений высокотемпературных продуктов сгорания стехиометрических ацетиленовоздушных смесей в компактном кольцевом сопловом устройстве с дефлектором в виде сферического сегмента. Исследовано влияние параметров численной схемы и определяющих условий задачи на развитие по времени начальных возмущений, вызванных запуском кольцевого сопла. Установлены необходимые условия, при которых в расчетах реализуется квазипериодический режим истечения. Определены амплитуда и частотные характеристики пульсаций давления на тяговой стенке дефлектора, а также величина тяги кольцевого сопла. Представлены сигналы давления и тяги, зарегистрированные в экспериментах, проведенных в импульсной аэродинамической установке с заявленным сопловым устройством.

В результате проведенного исследования обнаружена незатухающая квазипериодическая пульсирующая картина течения высокотемпературных продуктов сгорания с изменением максимумов давления в центре тяговой стенки в среднем примерно через каждые 32,9 мкс, что соответствует средней частоте следования импульсов в 30,4 кГц. Ширина импульса давления по полувысоте составляет в среднем 10,1 мкс, а отношение ширины к длительности равно 30,7 %, что качественно соответствует экс-

периментальным измерениям, в которых указанные величины составляли в среднем 43,7 мкс, 15,5 мкс и 35,5 %. Указанные режимы получены в расчетах с использованием схем второго порядка точности по пространственным переменным на сетках с достаточно подробным разрешением пограничного слоя. Временные развертки значений давления существенно зависят от параметров численной схемы. Значительно меньшее влияние оказывает варьирование этих параметров на средние значения силовых характеристик кольцевого сопла.

Анализ результатов численного моделирования течения газа в рассматриваемом сопловом устройстве позволяет предположить, что физической причиной возникновения пульсаций потока является взаимодействие пограничного слоя на тяговой стенке со струей газа, истекающей из кольцевого сопла.

Расчетные и экспериментальные исследования, представленные в настоящей работе, поддержаны проектом РНФ № 14-19-01759.

## **УРАВНЕНИЯ РЕЙНОЛЬДСА ТЕПЛОГАЗОАЭРОДИНАМИКИ ВИХРЕВОЙ МЕХАНИКИ ПЕРЕМЕЖАЮЩИХСЯ СРЕД**

**Н.Н. Захаров<sup>1</sup>, А.Г. Прудников<sup>1</sup>,  
В.В. Северинова<sup>1</sup>,  
А.М. Подвальный<sup>2</sup>**

**prudnikov@ciam.ru**

<sup>1</sup>ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

<sup>2</sup>ФГБУН «Институт химической физики РАН»

Рассмотрены особенности многомерных уравнений Рейнольдса вихревой механики перемежающихся сред для сдвиговых слоёв.

Даны уравнения развития крупного вихря как самостоятельной среды и вихревого слоя, ансамбля вихрей. Рассмотрены уравнения Рейнольдса двух фаз образования и движения крупного вихря и двух форм уравнений статистической кинетики вероятностей появления каскадов вихрей вихревого слоя.

Приведены примеры аналитических решений новых многомерных интегро-дифференциальных уравнений Рейнольдса без использования констант турбулентности для поступательных и вращательных компонент движения вихря.

Даны примеры сопоставления эксперимента с решениями уравнений Рейнольдса для лобовых и боковых обтекателей в сверхзвуковом потоке воздуха.

Рассмотрены примеры решений уравнений Рейнольдса прикладной газовой динамики всех естественных сдвиговых пограничных течений с определением скорости инжекции и зависимости констант турбулентности Прандтля — Толмина от числа Маха, параметра перегрева, спутности и располагаемого перепада давления для вращательной компоненты движения. Рассмотрены примеры аналитических решений искусственных сдвиговых пограничных течений: жидковоздушные обтекатели (ЖВО); газовоздушные обтекатели (ГВО); двухконтурные камеры сгорания; теплогазодинамические совмещённые камеры сгорания и сопла на спутных, перпендикулярных и встречных газогенераторных струях и их экспериментальное изучение при лобовом и боковом обтекании сверхзвуковым потоком моделей ЖВО и ГВО.

Все экспериментальные данные по жидковоздушным обтекателям и горению топлива в сверхзвуковом потоке получены в гиперзвуковой импульсной трубе ИПРИМ РАН.

## ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ СХЕМЫ И ПАРАМЕТРОВ ГТД ДЛЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЫСОТНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Ю.В. Зиненков<sup>1</sup>,  
А.В. Луковников<sup>2</sup>

yura2105@mail.ru

<sup>1</sup>УНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»,

<sup>2</sup>ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова»

Работа посвящена актуальному в настоящее время вопросу по созданию малоразмерного газотурбинного двигателя (ГТД), обеспечивающего в составе силовой установки (СУ) беспилотного летательного аппарата (БЛА) продолжительный полет с крейсерской высотой 20 км и более.

В рамках данной работы авторами была решена задача выбора оптимальной схемы и параметров разрабатываемого ГТД. При этом инструментом исследования служили разработанная авторами комплексная математическая модель (КММ), объединяющая математические модели (ММ) СУ и летательного аппарата (ЛА), и современный пакет оптимизации IOSO NM 2.0.

Задача оптимизации была решена в двух постановках.

В первой выполнялся поиск оптимальной программы управления (ПУ) для ранее сформированного базового варианта двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД). При этом были рассмотрены четыре ПУ по поддержанию постоянной: частоту вращения ротора низкого и высокого давления, температуру газа перед турбиной и суммарную степень повышения давления в компрессоре. По результатам параметрических исследований по влиянию параметров СУ с ТРДД на её характеристики и характеристики БЛА сформированы:

- вектор варьируемых переменных ТРДД: степень двухконтурности  $m_r$ , степени повышения давления в компрессоре низкого (КНД)  $\pi_{\text{КНД},p}^*$  и высокого давления (КВД)  $\pi_{\text{КВД},p}^*$ , температура газа перед турбиной  $T_{*g,p}$  и приведенная скорость на выходе из внешнего контура  $\lambda_{\text{л},p}$ ;

- вектор варьируемых зависимых параметров: относительное количество воздуха, отбираемое из-за КВД на охлаждение лопаток турбины высокого давления  $g_{\text{отб.КВД охл. отн}}^*$ ;

- вектор варьируемых переменных БЛА: стартовая тяговооруженность  $\mu_{0,p}$  и крейсерское число  $M$  полета  $M_{\text{н.кр},p}$ ;

- вектор ограничиваемых параметров БЛА: максимальная высота полета  $H_{\text{макс}}$  (параметр введён для обеспечения  $H_{\text{макс}} \geq 20$  км согласно заданным требованиям к БЛА).

Во второй постановке задача оптимизации по выбранной ПУ выполнялся выбор оптимальной схемы двигателя для СУ, обеспечивающей наилучшие летно-технические характеристики (ЛТХ) рассматриваемого БЛА. При этом были рассмотрены четыре схемы турбореактивных двигателей (ТРД): ТРДД; ТРДД с подпорными ступенями (ПС) за вентилятором (ТРДДпс); одновальный и двухвальный одноконтурные ТРД. Настройка проекта оптимизации в IOSO NM 2.0 здесь была выполнена аналогично первой постановке, в результате чего были сформированы:

- вектор варьируемых переменных СУ:  $m_p$  и  $\lambda_{\text{л},p}$  (для двухконтурных схем),  $T_{*g,p}$ ,  $\pi_{\text{КНД},p}^*$ ; расчетная степень повышения давления в ПС  $\pi_{\text{ПС},p}^*$  (для схемы ТРДДпс),  $\pi_{\text{КВД},p}^*$  (для двухвальных схем);

- вектор зависимых переменных СУ: относительное количество воздуха, отбираемое от КВД (или от компрессора – для схемы одноконтурной схемы) на охлаждение лопаток турбины  $g_{\text{отб.КВД охл. отн}}^*$ ;

- вектор варьируемых переменных БЛА:  $\mu_{0,p}$  и  $M_{н.кр,p}$ ;

- вектор ограничиваемых параметров:  $H_{макс}$ .

За критерии эффективности (КЭ) были приняты параметры максимальной дальности и продолжительности полета, характеризующие выполнение наиболее типичных задач данного типа БЛА.

В результате решения данной задачи оптимизации было определено, что параметры двигателя, обеспечивающие улучшение на ~10% максимальной дальности и продолжительности полета высотного БЛА можно реализовать на схеме ТРДД.

Дальнейшая работа будет заключаться в поиске подходящего газогенератора отечественного производства для оценки возможности его использования в качестве базового для создания требуемого ТРДД.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРОПРОВОДНОСТИ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ ДЕТАЛЕЙ ГТД В ПОЛЕ ВИБРОУСКОРЕНИЙ С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ ЧАСТОТЫ КОЛЕБАНИЙ

А.Р. Лепешкин

lepehkin.ar@gmail.com

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Исследование температуропроводности металлических материалов в поле действия виброускорений является новой проблемой, решение которой имеет актуальное значение для машиностроения и авиакосмической техники. В данной работе предложена методика определения теплофизических характеристик материалов в поле действия виброускорений при разных частотах колебаний на вибростенде.

Методика исследований предусматривала закрепление на конце балки двух теплопроводников (из никелевого и медного сплавов) длиной 55 мм и диаметром 0,5 мм) и небольшого электронагревателя длиной 10 мм, состоящего из нескольких витков провода, который был намотан на скрутке двух указанных теплопроводников. На концах двух теплопроводников и перед электронагревателем приваривались термодпары, с помощью которых измерялись температуры. Теплопроводники и электронагреватель были теплоизолированы от балки, установленной на вибростенде.

Приведены результаты исследований нестационарного нагрева теплопроводников в поле действия виброускорений при разных частотах колебаний. Из анализа результатов экспериментальных исследований и скоростей нагрева следует, что температуропроводность никелевого теплопроводника на частоте 120 Гц возрастает на 50 % (при виброускорении 120 g и размахе колебаний  $2A = 7$  мм) по сравнению со статическим состоянием, а на частоте 688 Гц — на 100 % (620 g и  $2A = 1$  мм). Можно сделать вывод, что частота колебаний влияет больше на температуропроводность металлических теплопроводников, чем амплитуда колебаний.

В данной работе также проведены электронно-инерционные опыты с использованием специального камертона, ножки которого ударно возбуждались, и чувствительного анализатора спектра. При этом воздействие виброускорений приводило к появлению электрического сигнала переменного тока в никелевом и медном проводниках, частота которого равна частоте камертона 120 Гц с учетом электронно-инерционного эффекта.

Таким образом, указанный рост температуропроводности существенно связан с увеличением скорости перемещения электронов (носителей тепла) в металле в условиях воздействия виброускорений.

# МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ И ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В СИСТЕМЕ ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕР СГОРАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЭНДОТЕРМИЧЕСКИХ ТОПЛИВАХ

П.Д. Токталиев<sup>1</sup>, С.И. Мартыненко<sup>1</sup>,

Л.С. Яновский<sup>1</sup>,

В.М. Волохов<sup>2</sup>

Martynenko@ciam.ru

<sup>1</sup>ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»,

<sup>2</sup>ФГБУН «Институт проблем химической физики», Черноголовка

В настоящее время одной из трудностей при разработке высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА) является построение математической модели термического разложения эндотермических топлив в каналах системы охлаждения прямоточных двигателей. Для инженерных приложений больше подходит простейшая модель разложения эндотермических топлив, основанная на замене реального углеводородного соединения некоторым фиктивным веществом, которое разлагается без промежуточных реакций. В литературе подобные модели иногда называют одностадийными.

Эмпирические константы и функции, необходимые для описания разложения фиктивного вещества, подбирают таким образом, чтобы в некотором смысле получить совпадение расчётных данных с экспериментальными данными реальных эндотермических топлив. Целью данной работы является построение математической модели трёхмерного турбулентного течения термически разлагающегося ЭТ при сверхкритическом давлении в криволинейных шероховатых каналах системы охлаждения прямоточных двигателей и численное исследование теплообмена в различных конструкциях системы охлаждения.

Полученные результаты показали, что математическая модель, основанная на замене эндотермических топлив некоторой фиктивной средой, позволяет моделировать физико-химические процессы в криволинейных элементах конструкции системы охлаждения прямоточных двигателей минимальными дополнительными вычислительными усилиями. Важность данного обстоятельства обусловлена необходимостью совместного расчёта камеры сгорания и системы её охлаждения и многовариантным проектированием панелей системы охлаждения.

Работа поддержана Российским научным фондом (проект №15-11-30012).

## **РАЗРАБОТКА СПОСОБОВ БОРЬБЫ С ТЕРМО–АКУСТИЧЕСКИМИ АВТОКОЛЕБАНИЯМИ ДАВЛЕНИЯ В КАНАЛАХ РУБАШЕК ОХЛАЖДЕНИЯ ЖРД И КОМБИНИРОВАННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ ГИПЕРЗВУКОВЫХ И ВОЗДУШНО–КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**В.А. Алтунин<sup>1</sup>, К.В. Алтунин<sup>1</sup>, Л.А. Обухова<sup>1</sup>, Е.Н. Платонов<sup>1</sup>, С.Я. Коханова<sup>1</sup>,  
М.Л. Яновская<sup>2</sup> altspacevi@yahoo.com**

<sup>1</sup>КНИТУ им. А.Н. Туполева – КАИ

<sup>2</sup>ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Экспериментальные исследования показали, что термоакустические автоколебания (ТААК) давления в рубашках охлаждения ЖРД на жидких углеводородных горючих и охладителях приводят к:

- увеличению коэффициента теплоотдачи к жидкому углеводородному горючему (охладителю) (позитивный эффект);
- откалыванию твёрдых углеродистых отложений в каналах (к очистке каналов) (позитивный эффект), но в то же время к их частичному и полному захолаживанию и закупориванию (негативный эффект);
- возникновению локально-чередующихся зон перегревов и прогаров из-за формирования стоячей акустической волны на какой-то одной моде колебаний с дальнейшим возникновением пожара и взрыва (негативный эффект).

С негативными эффектами необходимо бороться уже на стадии проектирования и создания рубашек охлаждения ЖРД, особенно ЖРД многократного использования (ЖРДМИ), а также других силовых установок, в том числе для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов (ЛА).

В ходе экспериментов были установлены факторы, которые влияют на уничтожение ТААК давления, на основе чего были разработаны новые способы и методы борьбы с этим негативным явлением.

Разработаны и запатентованы новые конструктивные схемы ЖРД и ЖРДМИ, других комбинированных силовых установок для гиперзвуковых и воздушно-космических ЛА, в которых: а) предпринята попытка борьбы с ТААК давления; б) ТААК давления вызывают искусственно — для эффективной очистки каналов от твёрдых углеродистых отложений при работе двигателей в различных условиях, в том числе и на орбите; в) возникновение ТААК давления является сигналом на экономичное включение систем очистки каналов от твёрдых углеродистых осколков с дальнейшим их выбросом наружу или дожиганием в сопле.

Созданы методики расчётов координат возможных зон перегревов и прогаров в каналах рубашек охлаждения двигателей и силовых установок различного назначения и базирования. Применение материалов, изложенных в докладе, повысит надёжность, ресурс и безопасность отечественных ЛА XXI века.

### ГИПЕРЗВУКОВОЙ ПРЯМОТОЧНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С ТЕРМОЭМИССИОННЫМ МЕТОДОМ ОХЛАЖДЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ЕГО КОНСТРУКЦИИ

А.В. Колычев,  
В.А. Керножицкий

migom@mail.ru  
vakern@mail.ru

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

В настоящее время актуальными являются работы в направлении создания гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА). Одна из основных проблем создания ГЛА — разработка и изготовление гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) для ГЛА. Создание такого двигателя сталкивается с проблемой интенсивного нагрева его основных элементов, в том числе передних кромок входных устройств и камеры сгорания.

В Балтийском государственном техническом университете (БГТУ) разрабатывается ГПВРД на основе термоэмиссионных методов охлаждения (ТЭМО) высокотемпературных теплонапряженных элементов конструкции. Новизна предложенного ГПВРД подтверждена патентом на полезную модель.

Суть метода заключается в том, что с поверхности нагретых до высоких температур поверхностей ГПВРД, например входных устройств воздухозаборников, стенок камер сгорания с нанесенным на их поверхность эмиссионным слоем из материала с низкой работой выхода с их поверхности, начинают выходить электроны, забирая с собой большое количество тепла ( $1,5 \cdot 6 \text{ МВт/м}^2$ ), тем самым снижая температуру этих поверхностей. Данное тепло электроны переносят в потребитель электрической энергии, где тратят его на совершение полезной работы, увеличивая суммарный КПД. Затем «остывшие» электроны возвращаются на нагретые поверхности, повторяя тем самым цикл электронного охлаждения. Таким образом, при реализации ТЭМО ГПВРД происходит интенсивное охлаждение теплонапряженных поверхностей ГПВРД электронами эмиссии и одновременно генерируется дополнительная электрическая энергия, которая является частью тепловой энергии нагрева ГПВРД, унесенной электронами эмиссии.

Одновременно, высокая чувствительность явления термоэлектронной эмиссии к величине температуры поверхности приводит к тому, что появляется возможность обеспечить выравнивание температур по конструкции ГПВРД, снизив тем самым температурные напряжения, как в процессе штатного функционирования — на стартовом и конечном этапах работы ГПВРД, а также в случаях возникновения внештатных ситуаций, способствующих возникновению избыточного нагрева. Изменяя электро-технические параметры, пропорциональные количеству воспринимаемых электронов эмиссии, появляется возможность получения дополнительной информации о тепловом состоянии элементов ГПВРД.

То есть в случае применения разрабатываемого в БГТУ метода ТЭМО повышаются КПД, надежность и долговечность ГПВРД.





## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ В ИНТЕРЕСАХ СОЦИАЛЬНО- ЭКОНОМИЧЕСКОГО РАЗВИТИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ И ЕЕ РЕГИОНОВ

### ОРГАНИЗАЦИЯ И ОПЫТ РАБОТ В ОБЛАСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

В.Г. Безбородов, Е.Б. Леончак, М.А. Лукьященко

[mlukyashchenko@rekod.ru](mailto:mlukyashchenko@rekod.ru)

ОАО «НПК «РЕКОД»

Космическая деятельность и использование ее результатов сегодня занимают одно из ключевых мест в геополитике различных стран, определяя их высокотехнологичный статус. Космонавтика не может ограничиваться лишь созданием техники для освоения космоса. Цивилизационное развитие общества диктует необходимость комплексного использования результатов космической деятельности. В связи с этим возникла необходимость ускоренного развития прикладного применения космических продуктов и услуг, космических технологий во многих отраслях экономики, в решении управленческих задач и в повседневной жизни.

Наиболее развитым с позиции коммерциализации космических продуктов и услуг и наиболее освоенным в настоящее время в России является сегмент пусковых услуг. Здесь в течение уже длительного времени устоялся рынок, действуют отлаженные механизмы его регулирования, а завоеванные российскими ракетами-носителями позиции признаны во всем мире. Однако если говорить о широком и эффективном использовании результатов космической деятельности в различных секторах экономики, предоставлении широкого спектра космических услуг пользователям на коммерческой основе, то в этом направлении мы серьезно отстаем.

Сегодня рынок результатов космической деятельности активно развивается. Рост количества современных космических продуктов и услуг объясняется тем, что только космические системы способны обеспечивать непрерывное функционирование глобальных информационных полей навигации, наблюдения из космоса, связи, управления и передачи данных, других видов космического информационного обеспечения. Причем, как показывает практика, пользователям требуется не «сырая» информация с космических аппаратов, а конечная услуга, оказываемая на основе использования космической информации и предоставляемая им в привычном и регламентированном виде в форме отчетов и других установленных документов, интегрируемая с системами управления, учета и отчетности. Однако вместо «законченных» и удобных для пользователей услуг на российский рынок зачастую выставляются еще не имеющие товарного облика космические услуги и технологии, слабо связанные с актуальными потребностями пользователей.

В отличие от США и Европы, где с самого начала становления космического комплекса значительное внимание уделялось коммерциализации космических технологий и их рыночной эффективности, а следовательно, складывались и отработывались механизмы продвижения космических услуг на внутренний и внешний рынки, в России ракетно-космический комплекс изначально развивался как «бюджетный»,

в рамках жесткого государственного регулирования преимущественно административными методами. Лишь за последнее десятилетие Россия вышла на мировой рынок космических навигационных услуг в качестве самостоятельного игрока. Во многом это вызвано активной позицией государства по внедрению системы ГЛОНАСС.

Понимание выгод и преимуществ, которые можно получить, используя космические технологии в хозяйственной и иной деятельности государства, привело к тому, что космическая отрасль выбрана одним из стратегических направлений развития нашей страны.

Обеспечение эффективного использования результатов космической деятельности в интересах социально-экономического и инновационного развития Российской Федерации и ее регионов должно стать одним из важнейших инструментов государственной политики, направленной на обеспечение перехода России к экономике, основанной на прогрессивных технологиях и научных знаниях.

Правительством Российской Федерации, Роскосмосом, заинтересованными федеральными органами исполнительной власти и экспертным сообществом проделана существенная работа по формированию документов стратегического планирования, нормативных правовых актов, направленных на расширение областей использования результатов космической деятельности в различных отраслях экономики и территориальном управлении, коммерциализации и продвижения отечественных космических продуктов, услуг и технологий на внутреннем и внешнем рынках.

Следует отметить, что сегодня космические услуги и продукты в основном используются только для государственных нужд, в деятельности государственных органов управления всех уровней. Однако масштабы их использования в различных секторах экономики, уровень развития внутреннего рынка космических продуктов и услуг пока нельзя признать достаточными (мониторинг транспорта, услуги космической связи, включая «космический» Интернет, частично – дистанционное зондирование Земли как основа геоинформационных сервисов имеют узкоспециализированный характер). При этом не вполне удовлетворяется все возрастающий спрос на интегрированные информационные продукты и услуги, основанные на комплексном использовании информации от различных космических систем, наземных и воздушных средств, сопряженные (интегрированные) непосредственно с системами управления регионов, муниципальных образований, федеральных органов исполнительной власти, коммерческих потребителей.

### **СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ГЕОИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ, КОСМИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА НА ТЕРРИТОРИИ КИРОВСКОЙ ОБЛАСТИ**

**А.В. Зорин**

**it43@ako.kirov.ru**

Министерство информационных технологий и связи Кировской области

Кировская область с 2010 года занимается внедрением и использованием результатов космической деятельности в работу органов государственной власти и 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» является центром 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 сферы, касающиеся использования природных ресурсов области: экология и природопользование, лесопользовательская деятельность, мониторинг сельскохозяйственных угодий. Инвестиционная привлекательность региона, развитие информационных технологий, а также различные социальные проекты тоже 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 гг. сформирован архив данных по различным видам мониторинга. Отсутствие необходимого количества материалов космической съемки на территории Кировской области – серьезная проблема, которая замедляет развитие данного направления деятельности и не позволяет осуществлять мониторинг территории региона с помощью данных дистанционного зондирования Земли в полном объеме.

На территории Кировской области создана инфраструктура центров космических услуг, начиная от школьных и заканчивая муниципальными центрами.

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 спутниковой опорной межевой сети (далее 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.

### ЕДИНАЯ АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ БАЗА ДАННЫХ ПО КОСМИЧЕСКИМ ПРОДУКТАМ И КОСМИЧЕСКИМ УСЛУГАМ

М.А. Лукьященко,  
А.Д. Майоров

amayorov@rekod.ru;  
DolphinDive@yandex.ru

ОАО «НПК «РЕКОД»

Космические системы способны формировать и обеспечивать непрерывное функционирование глобальных информационно-телекоммуникационных полей – навигации, наблюдения из космоса, связи, управления и передачи данных, гидрометеорологического, картографического, топографического и других видов космического обеспечения. Однако эффективное использование уникального космического потенциала в России пока находится на начальной стадии и требует своего существенного развития.

В качестве одного из направлений Основ государственной политики в области использования результатов космической деятельности в интересах модернизации экономики Российской Федерации и развития ее регионов на период до 2030 года определено поэтапное развертывание и функционирование инфраструктуры использования результатов космической деятельности.

Принятие этого документа вызвало необходимость создания Плана мероприятий по реализации Основ государственной политики в области использования результатов космической деятельности в интересах модернизации экономики Российской Федерации и развития ее регионов (утвержден Распоряжением Правительства Российской Федерации от 01.09.2015 № 1698-р), предусматривающего, в том числе, создание и ведение Единой автоматизированной базы данных по космическим продуктам и космическим услугам (АБД РКД).

АБД РКД создается как отраслевая система Роскосмоса, предназначенная для сбора, систематизации, анализа, хранения и предоставления информации о космических продуктах и услугах, возможностях применения РКД, возможностях отечественных и зарубежных космических систем, существующей наземной инфраструктуре, нормативной и правовой базе в сфере использования РКД, производителях (поставщиках) космических продуктов и услуг, другой информации.

АБД РКД должна стать одним из основных механизмов взаимодействия поставщиков и потребителей РКД. Для этого предусмотрено создание специальной площадки в рамках данного проекта, обеспечивающей их прямое общение между собой.

Для обобщения и систематизации информации о космических продуктах и услугах разработаны специальные типовые формы (ячейки данных), обобщающие информацию по направлениям использования, группам задач, ключевым словам, краткому описанию, классификации кодов ОКВЭД и другим сведениям. Кроме того, они содержат ссылки на поставщиков (операторов) РКД.

Запросы пользователей оперируются двумя реестрами данных – реестром космических продуктов и реестром космических услуг. Продукты и услуги, относящиеся к одинаковым группам задач, взаимосвязаны между собой, образуя обратную связь между этими реестрами.

АБД РКД представляет сведения о поставщиках (операторах) космических продуктов и услуг: общую информацию, сферу деятельности, контактные данные и ссылку на официальный информационный ресурс организации.

Для обеспечения функционирования системы предусмотрена разработка специальных регламентов по организации сбора данных, порядку модернизации системы, участию различных предприятий, разграничению прав доступа категорий пользователей и др.

## **ОПЫТ И ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ДЛЯ ОРГАНИЗАЦИИ СИСТЕМЫ КОМПЛЕКСНОГО МОНИТОРИНГА НА ООПТ НА ПРИМЕРЕ НАЦИОНАЛЬНОГО ПАРКА «СМОЛЕНСКОЕ ПООЗЕРЬЕ»**

**В.Р. Хохряков**

**khokhryakov@yandex.ru**

ФГБУ «Национальный парк «Смоленское Поозерье»

Необходимость разработки универсального программного комплекса с возможностью использования на одной платформе электронных карт, материалов аэрофото съемки, космоснимков и материалов наземного мониторинга территории ООПТ возникла давно.

В 2014 году президент Российской Федерации утвердил Основы государственной политики в области использования результатов космической деятельности в интересах модернизации экономики Российской Федерации и развития ее регионов на период до 2030 года. В условиях все возрастающего санкционного давления развитых капиталистических стран создание отечественных информационных программных средств и интеграционных платформ становится основой нашей информационной независимости и безопасности.

С 2008 года ОАО «НПК «РЕКОД» и ФГБУ «Национальный парк «Смоленское Поозерье» реализуют пилотный проект «Космический парк» по созданию типовой системы мониторинга и управления ООПТ РФ с использованием результатов космической деятельности и современных информационных технологий.

В ходе реализации проекта выполнены следующие работы: создан единый информационно-аналитический центр системы мониторинга и управления национальным парком; проведены аэро- и космосъемка территории парка, разработаны и реализованы методы использования материалов дистанционного мониторинга для решения задач лесного хозяйства, охраны территории, научных работ; организовано и ведется навигационное обеспечение и мониторинг подвижных объектов различных служб национального парка; создан большой архив пространственных данных; для отображения информации системы мониторинга и управления создан геопортал «Смоленского Поозерья»; в систему интегрированы гидро- и метеорологические наблюдения; созданы рабочие места работников службы охраны, лесного хозяйства, мониторинга природной среды.

В 2015 г. ОАО «НПК «РЕКОД» создало новую отечественную базовую геоинформационную платформу (далее – БГП) КОСМОС, которая представляет собой глубокую модернизацию созданной ранее БГП РЕКОД. БГП КОСМОС предназначена для интеграции и управления пространственными данными, их наглядного отображения и комплексного анализа в едином для всех пользователей геоинформационном пространстве. Программная часть БГП реализована на основе современных клиент-серверных web-технологий с использованием отечественных разработок и программных средств с открытыми кодами, разработанными по стандартам OGC (Open Geospatial Consortium).

В ФГБУ «Национальный парк «Смоленское Поозерье» апробация новой базовой платформы БГП КОСМОС прошла в рамках экспедиции «Народный дозор Памяти» при подготовке к празднованию 70-летия Победы в Великой Отечественной войне 1941–1945 годов как одной из форм социально направленной и общественно полезной деятельности, прежде всего молодых граждан России. Экспедиция проведена на добровольной основе с участием организаций, учреждений любых форм собственности и граждан, желающих внести свой вклад в сохранение и увековечение памяти погибших при защите Отечества или его интересов.

В дальнейшем ОАО «НПК «РЕКОД» и ФГБУ «Национальный парк «Смоленское Поозерье» планируют продолжить работу по реализации совместного проекта «Космический парк» по следующим направлениям:

- расширить создание систем мобильного обеспечения различных служб национального парка – разработка и внедрение Программного обеспечения для современных мобильных телефонов, которое позволит проводить геопространственную привязку объектов и описание их с последующей автоматической синхронизацией с основной базой данных;
- обеспечить все службы национального парка навигационным оборудованием и обеспечить сбор информации об объектах и процессах на территории с последующей синхронизацией с общей базой данных;
- усилить информационное взаимодействие с ведомственными и сторонними организациями по обмену информацией и картографическими материалами путем организации совместного доступа к каталогам и базам данных;
- разработать «блоки анализа», которые позволят проводить в автоматическом/полуавтоматическом режиме простейшую аналитику на основании материалов геопространственных и картографических данных, получаемых с различных открытых серверов;
- организовать доступ к единой системе (ЕТРИС) дистанционного зондирования Земли, что позволит нам заказывать и получать открытые материалы космической съемки российских космических аппаратов, а также подобрать и заказать архивные данные;
- организовать взаимодействие с открытыми источниками данных – OSM;
- обеспечить интеграцию и сопряжения действующих в регионах геоинформационных систем с поэтапным переходом на базовые отечественные геоинформационные платформенные решения;
- расширить спектр космических продуктов и услуг, реализовать универсальный алгоритм комплексного космического обеспечения конечных потребителей.

Объединение информационных ресурсов и интеграция создаваемых в различных ведомствах геоинформационных систем позволит в будущем повысить эффективность экономики, сэкономить государственные средства и обеспечить ускорение социально-экономического развития Российской Федерации и регионов, а в конечном итоге повысить уровень жизни россиян.

## ОПЫТ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ В ИНТЕРЕСАХ ЛЕСНОГО ХОЗЯЙСТВА В ПК IMAGE MEDIA CENTER

Н.С. Митькиных

mitkinykh\_n@novacenter.ru

ООО «Центр инновационных технологий»

Количество информации, получаемой со спутников дистанционного зондирования Земли (далее – ДЗЗ) в последние годы, стремительно увеличивается. В связи с этим нарастает необходимость перехода от методов визуального дешифрирования вручную к автоматическим методам обработки.

На базе программного комплекса IMAGE MEDIA CENTER разработано специализированное программное обеспечение для решения задач лесного хозяйства в части мониторинга состояния лесов. В ходе отработки автоматизированных программных алгоритмов на основе данных ДЗЗ высокого и среднего пространственного разрешения решаются следующие задачи: актуализация лесов и лесных участков по данным КА Landsat-8: выделение вырубок по данным КА Landsat-8 и Pleiades: выявление

усыхания древостоя по данным КА Pleiades: мониторинг лесных пожаров и гарей по данным КА Landsat-5: мониторинг возобновления выгоревших участков по данным КА Landsat-8.

В результате классификации подстилающей поверхности на основе информации из сформированной базы данных спектральных эталонов формируется векторная маска леса, используемая для дальнейшей обработки выбранной зоны интереса. Для мониторинга динамики изменения залесенных территорий осуществляется обработка разновременных данных, в том числе различного пространственного разрешения.

Результатом работы алгоритмов являются векторные слои с семантикой и отчетные формы, содержащие информацию об исходных обрабатываемых материалах космической съемки и статистические данные. Технология обработки апробирована на пилотных территориях в пределах Кировской области.

## **ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ И СОВРЕМЕННЫХ ГЕОИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ УЧЕТЕ ЖИВОТНЫХ В НАЦИОНАЛЬНОМ ПАРКЕ «СМОЛЕНСКОЕ ПООЗЕРЬЕ»**

**В.Р. Хохряков,  
К.В. Шалаева**

**khokhryakovy@yandex.ru;  
monitoring.park@yandex.ru**

ФГБУ «Национальный парк «Смоленское Поозерье»

Целью зимних маршрутных учетов (далее – ЗМУ) является комплексный учет, с помощью которого одновременно определяется численность многих видов охотничьих зверей и птиц, обитающих на территории национального парка «Смоленское Поозерье». Проводится ЗМУ с 15 января по 15 марта.

С 2008 года ОАО «НПК «РЕКОД» и национальный парк «Смоленское Поозерье» реализуют совместный проект под кодовым названием «Космический парк» по созданию типовой системы мониторинга и управления ООПТ РФ. Главной целью данного проекта является создание базовых элементов навигационно-информационной системы мониторинга, управления природопользованием с использованием результатов космической деятельности.

В процессе выполнения проекта был разработан программный комплекс с возможностью использования на одной платформе электронных карт, аэрофотосъемки, космоснимков ООПТ и материалов мониторинга территории. Также данный программный комплекс дает возможность использования объединенного информационного ресурса не только в лесохозяйственных мероприятиях, но и в других направлениях работы ООПТ. Для отображения результатов деятельности всех подразделений создан геоportal национального парка с использованием web-интерфейса.

На основе использования результатов космической деятельности и полевых исследований в 2013 году были проведены работы по верификации на территории национального парка «Смоленское Поозерье» основных биотопов обитания животных – лес, поле, болото. В 2013 году ОАО НПК «РЕКОД» совместно с гис-лабораторией Института Арктики и Антарктики разработали Программный комплекс планирования, сопровождения, контроля и автоматизированной обработки данных зимнего маршрутного учета, который представляет собой закрытый корпоративный портал в составе комплекса аппаратно-программных средств целевой системы мониторинга природопользования на территории национального парка «Смоленское Поозерье» (КАПС ЦСМП).

Практика внедрения и использования ПК ЗМУ и современных методов сбора, обработки и хранения информации, наряду с широким использованием результатов космической деятельности, позволяют более точно проводить расчеты численности животных и птиц, многократно сократить время (до 5–7 раз) для обработки данных, а также визуализировать их в современных web-средах.

### **ОПЫТ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ В ИНТЕРЕСАХ СЕЛЬСКОГО ХОЗЯЙСТВА В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ IMAGE MEDIA CENTER**

**Ю.В. Солкина**

**[solkina\\_y@novacenter.ru](mailto:solkina_y@novacenter.ru)**

ООО «Центр инновационных технологий»

С каждым годом объемы информации, получаемой с космических аппаратов, стремительно растут. В целях ускорения обработки материалов и оперативного решения тематических задач становится все актуальнее использование автоматизированных методов обработки спутниковых данных. Российский инновационный программный комплекс IMAGE MEDIA CENTER позволяет решать задачи по обработке и анализу геопространственных данных (космических снимков и векторных карт) в рамках единой системы, что значительно сокращает временные и стоимостные затраты.

В интересах сельского хозяйства реализованы автоматизированные алгоритмы мониторинга состояния земель сельскохозяйственного назначения. По мультиспектральным данным дистанционного зондирования Земли среднего и высокого разрешения (КА Landsat 8, Канопус-В, GeoEye-1) решается ряд задач: фактическое использование сельскохозяйственных земель, мониторинг состояния посевов, мониторинг состояния сельскохозяйственной культуры, выявление неиспользуемых пашен.

В ходе решения тематических задач используются векторные данные (маски полей и земель сельскохозяйственного назначения, полученные путем автоматической интеграции с внешними источниками данных), разновременные данные для анализа и оценки изменений. Применяются различные методы тематической обработки:

- классификация подстилающей поверхности (на основе обработки информации из базы данных спектральных эталонов);
- построение индексных изображений (OSAVI);
- спектральный анализ.

В течение работы программных алгоритмов автоматически формируются отчетные документы: векторные слои с атрибутивной информацией (тип объектов, площадь и т.п.), отчетные формы, содержащие аналитические и статистические данные. Результаты обработки экспортируются на геопортал.



## **ОБРАЗОВАТЕЛЬНАЯ И НАУЧНО-ПРИКЛАДНАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ ИННОВАЦИОННО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО ЦЕНТРА КОСМИЧЕСКИХ УСЛУГ ВЯТСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО ГУМАНИТАРНОГО УНИВЕРСИТЕТА**

**В.А. Титова, Г.Я. Кантор**

**ecolab2@gmail.com**

Вятский государственный гуманитарный университет, г. Киров

Одними из основных направлений деятельности инновационно-образовательного центра космических услуг Вятского государственного гуманитарного университета (ВятГГУ) являются:

- подготовка выпускников университета к деятельности в области использования геоинформационных систем и космических технологий;
- повышение квалификации руководителей и специалистов организаций в сфере применения геоинформационных систем и результатов дистанционного зондирования Земли;
- повышение уровня знаний учащихся общеобразовательных школ в области применения результатов космической деятельности;
- разработка и реализация инновационных проектов по созданию и внедрению результатов космической деятельности и ГИС-технологий в интересах социально-экономического развития Кировской области.

ВятГГУ более 15 лет участвует в реализации федеральных целевых программ, таких как «Уничтожение запасов химического оружия в Российской Федерации» и «Обеспечение ядерной и радиационной безопасности». В научно-исследовательских работах активно используются результаты космической деятельности и ГИС-технологии, методы математического моделирования для оценки и прогнозирования экологических ситуаций. Одним из аспектов деятельности ВятГГУ является разработка динамической математической модели паводковых процессов в пойме реки Вятка в районе Кирово-Чепецкого промышленного комплекса.

Инновационно-образовательным центром космических услуг ВятГГУ реализованы проекты «Развитие региональной инфраструктуры утилизации и переработки древесных отходов с использованием геоинформационных систем и космических технологий (на примере модельных районов Кировской области)» и «Регенерация отработанных моторных и гидравлических масел с подготовкой электронной карты-схемы размещения предприятий, имеющих отработанные масла в г. Кирове, и маршрутов их доставки к месту переработки».

## **ОПЫТ ОРГАНИЗАЦИИ ПОДГОТОВКИ КАДРОВ В ОБЛАСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ В РОССИЙСКОМ ГОСУДАРСТВЕННОМ УНИВЕРСИТЕТЕ ТУРИЗМА И СЕРВИСА**

**В.Г. Безбородов, Л.В. Сумзина,  
А.В. Максимов., А.А. Роганов**

**director@rekod.ru  
fs.rguts@mail.ru**

Российский государственный университет туризма и сервиса

Российский государственный университет туризма и сервиса (РГУТиС) на протяжении ряда лет занимается подготовкой кадров в сфере сервиса. Сервис представляет собой

многопрофильное направление подготовки, построенное на основе синтеза технических, организационно-управленческих, профильных блоков дисциплин, формирующих у выпускников широкий спектр профессиональных компетенций.

Открытие в РГУТиС инновационно-образовательного центра космических услуг позволило осуществлять подготовку бакалавров в сфере использования результатов космической деятельности по новому профилю в направлении Сервис – Геоинформационному сервису. Для обеспечения практикоориентированной подготовки бакалавров по данному профилю совместно с ОАО «НПК «РЕКОД» в университете была создана базовая кафедра геоинформационного сервиса.

При разработке основной образовательной программы по профилю «Геоинформационный сервис» были сформулированы профильные профессиональные компетенции:

- способность к анализу состояния и перспектив российского и мирового рынков информационных технологий и данных в сфере сервиса;
- готовность к участию в проведении исследований и экспертиз объектов сервиса с использованием геоинформационных систем;
- готовность к разработке элементов оптимизации сервисной деятельности с использованием геоинформационных платформ и результатов космической деятельности;
- готовность к организации внедрения и использования информационных систем и технологий с учетом процесса сервиса на основе использования геопортальных решений и результатов космической деятельности;
- способность оценивать экономические и социальные условия осуществления предпринимательской деятельности, выявлять новые рыночные возможности для развития бизнеса.

Формирование перечисленных профессиональных компетенций осуществляется при изучении следующих учебных дисциплин: «Организационно-правовые основы использования результатов космической деятельности»; «Базовые геоинформационные платформы и системы»; «Основы комплексного космического мониторинга»; «Маркетинг космических продуктов, услуг и технологий»; «Использование геоинформационных систем и сервисов».

Реализация профиля «Геоинформационный сервис» позволит университету осуществлять подготовку кадров в области использования результатов космической деятельности в рамках существующего направления «Сервис».

### **ФОРМИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ПОДГОТОВКИ И ПОВЫШЕНИЯ КВАЛИФИКАЦИИ СПЕЦИАЛИСТОВ В ОБЛАСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ**

**М.А. Лукьященко,  
М.Е. Федосеев, Д.В. Карсетская**

**mlukyashchenko@rekod.ru;  
mfedoseev@rekod.ru**

ОАО «НПК «РЕКОД»

Основами государственной политики в области использования результатов космической деятельности (РКД) в интересах модернизации экономики Российской Федерации и развития ее регионов на период до 2030 года предусмотрено решение ряда задач, касающихся формирования системы подготовки и повышения квалификации специалистов.

В настоящее время целостная система подготовки специалистов в области использования РКД находится в стадии становления. Развивающийся рынок космических продуктов и услуг уже столкнулся с проблемой дефицита кадров в этой сфере. Отмечается значительный дисбаланс между организацией подготовки специалистов в данной области и реальными потребностями в кадрах на региональных рынках труда.

Формируемая целостная система подготовки кадров призвана объединить в единую рабочую схему региональных и муниципальных операторов – как потребителей ресурсов (кадров), образовательные организации – как центры подготовки специалистов в области использования РКД, а также предприятия ракетно-космической промышленности и частные организации – как главных разработчиков космических продуктов и услуг.

ОАО «НПК «РЕКОД» сформулирован замысел организации системы обучения в области использования результатов космической деятельности в интересах модернизации экономики России и ее регионов.

На сегодняшний день ОАО «НПК «РЕКОД» предпринят ряд мер по реализации данных шагов и достигнуты определенные результаты. Уже разработаны и Минтрудом России утверждены четыре профессиональных стандарта, еще один проходит профессиональное общественное обсуждение.

Таким образом, складывается система взаимоувязанных профессиональных стандартов в области использования результатов космической деятельности.

Следующим шагом по формированию целостной системы подготовки кадров должно стать сопряжение разработанных профессиональных стандартов с федеральными государственными образовательными стандартами, а также формирование нового направления подготовки.

Следует отметить, что в настоящий момент рядом вузов совместно с ОАО «НПК «РЕКОД» уже реализуются мероприятия по подготовке специалистов в области использования результатов космической деятельности.

Одним из инструментов практической подготовки кадров являются Центры космических услуг, которые обеспечивают формирование интегрированного информационного ресурса регионов, являясь центрами компетенции в области использования РКД.

По состоянию на ноябрь 2015 года создано и функционирует 33 центра космических услуг (далее – ЦКУ), из них 21 инновационно-образовательный ЦКУ, 12 школьных ЦКУ, в стадии становления находятся еще 17 таких центров, из них 7 инновационно-образовательных и 10 школьных ЦКУ.

Особое внимание уделяется вопросу сетевого взаимодействия инновационно-образовательных ЦКУ, планируется создание инновационно-образовательного портала «Образование-РКД»

Огромное значение для формирования системы подготовки и повышения квалификации специалистов имеет создание Совета по профессиональным квалификациям по ракетно-космической деятельности (промышленности) в составе Национального совета при Президенте Российской Федерации по профессиональным квалификациям.

### **ПЕРВЫЙ ШКОЛЬНЫЙ ЦЕНТР КОСМИЧЕСКИХ УСЛУГ РОССИИ. ПЕРВЫЕ ШАГИ, ПЕРВЫЕ ИТОГИ**

**Г.Н. Федоров**

«Гимназия № 1519» (ГБОУ Гимназия № 1519)  
1519@edu.mos.ru

Ракетно-космическая отрасль в течение длительного периода нашей истории была локомотивом отечественной промышленности. В настоящее время она является лидером по разработке и внедрению новых информационных технологий результатов космической деятельности в различные сферы деятельности общества, в том числе и в образование.

Этот богатейший опыт необходимо привносить в систему образования, внедрять на всех ступенях обучения – от начальной школы до университета. К высоким технологиям детей надо приучать с начальной школы, назрела необходимость постановки новых целей оснащения учебно-воспитательного процесса и создания инновационно-образовательной инфраструктуры системы образования, основанной на современных технологиях представления информации и их доведения до учащихся в процессе обучения.

Поэтому направление создания школьных центров космических услуг является совершенно новой и важной составляющей развития инновационно-образовательной инфраструктуры использования результатов космической деятельности, актуальной как для совершенствования системы образования, так и для реализации потенциала ракетно-космической отрасли.

На школьный центр космических услуг возлагаются следующие основные задачи:

- внедрение космических продуктов, услуг и технологий в учебный процесс при изучении географии, истории, природоведения, астрономии, краеведения, физики, информатики и других предметов;
- пропаганда достижений отечественной космонавтики и возможностей практического использования космической информации;
- привитие культуры использования космических продуктов и услуг в обучении и на бытовом уровне;
- насыщение базы данных на основе данных школьной программы обучения, разработка новых учебно-методических материалов на базисе использования результатов космической деятельности (РКД);
- интерактивное представление учащимся информации по школьному курсу на основе обучающего специального программного обеспечения;
- проведение занятий с использованием видео курсов и специальных программ для обучения использованию космических продуктов и услуг.

Все это актуально и перспективно в соответствии с программой «Развитие образования города Москвы на 2012 – 2016 годы «Столичное образование» в части «...создание и продвижение инновационных разработок в сфере образования, обеспечивающих ее опережающее развитие».

## ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ УНИВЕРСИТЕТСКИХ ЦЕНТРОВ КОСМИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА В ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ЦЕЛЯХ

**В.И. Майорова,  
Д.А. Гришко**

**victoria.mayorova@gmail.com**

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана

Создание центров космического мониторинга (ЦКМ) в национальных исследовательских университетах является одним из аспектов развития инновационного образования в рамках национальных проектов. ЦКМ - это интегрирующий центр предоставления комплексных услуг для поддержки принятия управленческих решений с использованием результатов космической деятельности на основе геоинформационных и web - порталных технологий.

Работа ЦКМ в исследовательских университетах, технологическое оснащение которых соответствует уровню передовой мировой науки ведет к качественному изменению уровня образования, научных разработок и эффективности проектах университетов их внедрения. Участие в совместных проектах разных стран создаёт уникальные возможности по повышению эффективности использования научно-образовательных Центров космической информации и повышению качества космического образования за счет обмена и внедрения новых образовательных технологий.

Работа Центров космических услуг при университетах позволяет проводить обучение технологиям для поддержки принятия решений в реальном времени. В настоящее время таких квалифицированных специалистов крайне мало. Поэтому спрос на специалистов, получивших в ЦКМ первоначальный опыт работы с результатами космической деятельности, будет с каждым годом возрастать как со стороны федеральных и региональных структур управления, так и отдельных предприятий.

ЦКМ на базе исследовательских университетов смогут решать три спектра задач одновременно:

- популяризация результатов космической деятельности среди широких слоев населения, школьников, студентов, специалистов;
- образовательные задачи подготовки и переподготовки специалистов, обладающих современными знаниями в области ДЗЗ и геоинформационных систем;
- мониторинг территорий региона и предоставление информации для поддержки принятия управленческих решений.

В докладе рассматривается концепция создания ЦКМ в МГТУ им. Н.Э. Баумана и его использование для привлечения в космические технологии школьников, студентов, молодых специалистов.



## СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И КОМПЛЕКСОВ

### КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ «РЕСУРС-П» – НОВЫЕ РЕШЕНИЯ ПО КА И БОРТОВОМУ КОМПЛЕКСУ УПРАВЛЕНИЯ

А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, Г.П. Аншаков, [mail@samspace.ru](mailto:mail@samspace.ru)  
А.Д. Сторож, Н.Р. Стратилатов, В.А. Типухов

АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара

25 июня 2013 года с космодрома «Байконур» состоялся запуск КА «Ресурс-П» № 1, разработанного и изготовленного в Государственном научно-производственном ракетно-космическом центре «ЦСКБ-Прогресс» (в настоящее время АО «Ракетно-космический центр «Прогресс»). А 26 декабря 2014 года состоялся успешный запуск КА «Ресурс-П» № 2. КА «Ресурс-П» № 1 и № 2 являются первыми из трех КА, которые в соответствии с условиями конкурса Роскосмоса должны образовать космическую систему (КС) «Ресурс-П».

КА и КС в целом предназначены для высокодетального, детального широкополосного и гиперспектрального оптико-электронного наблюдения поверхности Земли, для чего на борту КА установлено три типа соответствующей съемочной аппаратуры.

«Ресурс-П» – это автоматические КА с высокой степенью автономности. Бортвая вычислительная система (БВС) является центральным управляющим элементом БКУ.

Комплект БПО КА «Ресурс-П» включает более тысячи программ, работающих в реальном времени. В составе КА «Ресурс-П» штатно эксплуатируется автономная система спутниковой навигации с использованием радионавигационного поля систем ГЛОНАСС и GPS.

При разработке СУД КА потребовалось создание или модернизация измерительных и силовых структурных элементов СУД, что позволило обеспечить угловую скорость вращения КА до 2 град/с, и точности ориентации по углу  $\pm 2$  угл. мин и стабилизации по скорости 0,005 град/с.

Контроль работоспособности, выявление аномальных ситуаций и их диагностика являются необходимыми элементами при организации управления КА. Поэтому БКУ характеризуется наличием в его составе специализированных диагностических средств. Особое место в этом плане занимает проблема обеспечения работоспособности КА и его систем в условиях воздействия факторов космического пространства. Результаты функционирования КА «Ресурс-П» № 1 и № 2, всех их систем и агрегатов подтвердили высокую эффективность КА и выполнение требований технического задания Роскосмоса. По решению Государственной комиссии КА и КС в составе двух КА приняты в штатную эксплуатацию.

## ИССЛЕДОВАНИЕ И РАЗРАБОТКА ПУТЕЙ УЛУЧШЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК БКУ ДЛЯ КА РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Н.В. Рябогин<sup>1</sup>,

ryabogin@mokb-mars.ru,  
n.ryabogin@gmail.com

А.С. Сыров<sup>1</sup>, Н.М. Задорожная<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ФГУП МОКБ «Марс», <sup>2</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

К перспективным бортовым комплексам управления (БКУ) предъявляются жесткие требования. БКУ должны иметь высокую надежность, обеспечивать высокую точность наведения целевой аппаратуры, обладать малыми массогабаритными и энергетическими характеристиками, при этом иметь высокую стойкость к факторам ионизирующего излучения космического пространства.

В работе представлены результаты исследования возможности существенного улучшения технических характеристик систем управления КА.

На основе выполненного обзора литературы (в основном за период 2000–2014 гг.) дан анализ отечественного и зарубежного опыта создания БКУ для КА различного назначения.

Кроме того, проведен анализ существующих и используемых в настоящее время датчиков и исполнительных органов БКУ КА, а также перспектив их совершенствования.

Рассмотрены вопросы оценки характеристик надежности изделий с учетом всех влияющих факторов (характеристик надежности элементов, методов и характеристик идентификации отказов, методов и характеристик процессов резервирования и реконфигурирования аппаратуры).

Проведены оценки точностных требований к БКУ КА различного назначения и сформированы предложения по информационным интерфейсам БКУ КА.

В результате разработаны предложения по типовым структурам БКУ КА, составам аппаратуры и подходам к резервированию аппаратуры с целью улучшения характеристик БКУ для КА различного назначения.

## ТЕРМИНАЛЬНАЯ ПЕРЕОРИЕНТАЦИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

Н.Е. Зубов,

Е.А. Микрин, М.В. Ли

Nikolay.Zubov@rsce.ru,

leemarat@gmail.com

ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева», г. Королев

Получен алгоритм синтеза терминальной переориентации космического аппарата (КА) в инерциальной системе координат (ИСК). Под задачей терминальной переориентации в данном случае понимается изменение углового положения космического аппарата, переводящее его из произвольной начальной ориентации в требуемую конечную ориентацию за заданное количество времени. Начальное и конечное положения определяются относительно некоторого опорного базиса, в данном случае – инерциального.

Задаче управления угловым движением КА и его переориентацией посвящено множество публикаций [1–4]. В работе [1] управления синтезировались на основе алгоритма с прогнозирующей моделью при минимизации функционала обобщенной работы. Однако аналитическое конструирование по критерию обобщенной работы

имеет зависимость от начальных условий, и получение решения для широкого диапазона начальных условий переориентации затруднительно. При терминальной переориентации в ИСК управление изменяется в зависимости от участка маневра: разгон, движение с постоянной скоростью, торможение. Используя кинематическую постановку задачи, можно достаточно легко получать в реальном масштабе времени программную траекторию углового движения для участков разгона и движения с постоянной скоростью и, соответственно, построить управление ее стабилизации. Синтез управления на участке торможения рассматривается отдельно ввиду необходимости стабилизации требуемой конечной ориентации КА.

Таким образом, в соответствии с участком маневра, задача терминальной переориентации может быть сведена к синтезу программных значений вектора угловой скорости, обеспечивающих процесс переориентации за заданное время (в кинематической постановке), расчету значений вектора управляющего момента и его стабилизации для участков разгона и движения с постоянной скоростью, и к синтезу тормозных управляющих моментов с последующей стабилизацией требуемой ориентации для участка торможения.

Литература

1. Зубов Н.Е. Оптимальное управление терминальной переориентации КА на основе алгоритма с прогнозирующей моделью // Космические исследования 1991. Т29. №3. С. 340–350.
2. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Мирисханов 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., Рябченко В.Н., Олейник А.С., Ефанов Д.Е. Оценка угловой скорости космического аппарата в режиме орбитальной стабилизации по результатам измерений датчика местной вертикали // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение, 2014. №5. С. 3–17.
4. Воробьева Е.А., Зубов Н.Е., Микрин Е.А. и др. Синтез стабилизирующего управления космическим аппаратом на основе обобщенной формулы Аккермана // Изв. РАН. ТиСУ. 2011. №1. С. 96–106

## ОБ ОДНОМ МЕТОДЕ УПРАВЛЕНИЯ ПРОДОЛЬНОМ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

Н.Е. Зубов<sup>1,2</sup>, Е.А. Микрин<sup>1,2</sup>, М.А. Джабаров<sup>2</sup>

darlespp@gmail.com

<sup>1</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва;

<sup>2</sup>ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева», г. Королев

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 продольного движения космического аппарата в атмосфере Земли в отклонениях разработан ковариационный регулятор в детерминированной постановке, обеспечивающий высокоточную обратную связь. В основу синтеза регулятора положен алгоритм синтеза ковариационного управления [1], который построен с использованием оригинальной декомпозиции модели движения космического аппарата. Получены относительно простые аналити-



ческие формулы расчета ковариационного регулятора. Проведено моделирование отслеживания программной траектории спуска на отдельном участке полета, анализ результатов которого показывает, что ковариационный регулятор обеспечивает высокую точность управления и хорошее качество переходных процессов.

Литература

1. Зубов Н.Е., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н. Синтез законов ковариационного управления космическим аппаратом // Изв. РАН. ТиСУ. 2014. № 6. С. 153–167.

## **СИНТЕЗ АДАПТИВНОГО АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОЙ ПЛАТФОРМЫ С ВРАЩАЮЩИМСЯ СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ**

**С.Н. Тимаков,  
К.А. Богданов**

**sergeytimakov333@gmail.com,  
kab956@mail.ru**

ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева», г. Королев

Одним из актуальных направлений разработки алгоритмов управления движением летательных аппаратов, обеспечивающих повышение их эффективности, надежности является адаптивное управление с настраиваемой моделью. Суть адаптивного управления с настраиваемой моделью заключается в одновременном изучении объекта и управлении им, при этом процессы изучения и управления протекают параллельно в режиме реального времени.

В данной работе в качестве объекта управления выступает космическая платформа с вращающимся солнечным парусом. Конструкция космической платформы включает в себя солнечный парус, который представляет собой вращающийся пленочный диск с центральной жесткой вставкой (жесткость которой требует идентификации), и приборный отсек с целевой аппаратурой и компенсирующим гироскопом во внутреннем кардановом подвесе с регулируемой скоростью вращения ротора [1].

Вектор состояния объекта включает в себя компоненты угловой скорости вращения КА, измеряемые ДУС, и компоненты углов и угловых скоростей отклонения плоскости вращения мембранного диска, не измеряемые напрямую. Задача состоит в одновременной оценке вектора состояния, по которой будет формироваться управляющий сигнал, и идентификации неизвестных параметров системы (жесткость центральной жесткой вставки).

Для построения матрицы весовых коэффициентов, обеспечивающей сходимость оценок компонент вектора состояния к их реальным значениям и матрицы обратной связи, обеспечивающей устойчивость объекта управления, используется метод последовательного замыкания [2].

Было проведено математическое моделирование, демонстрирующее работоспособность предложенного алгоритма.

Литература

1. Легостаев В.П., Субботин А.В., Тимаков С.Н., Зыков А.В. Исследование динамики управляемого углового движения космического аппарата с вращающимся солнечным парусом // Труды МФТИ, 2013, Т.5, №2, С. 106–119.
2. Тимаков С.Н., Богданов К.А., Нефедов С.Е. Метод последовательного замыкания мод движения для многомерных, многосвязных динамических систем (MULTI-INPUT MULTI-OUTPUT) // Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана. Сер. «Приборостроение», 2014, №5, С. 40–59.

# АНАЛИТИЧЕСКОЕ КОНСТРУИРОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ В КРАЕВЫХ ЗАДАЧАХ УПРАВЛЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ

Н.А. Малахов

nikomalak@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Классическая постановка задачи автоматического управления динамическим объектом заключается в синтезе структуры системы управления, в которой развиваются процессы, приводящие выходные (целевые) переменные к заданным установившимся значениям. При этом процесс управления протекает во времени, а переменные объекта изменяются под действием управляющих сил, вырабатываемых регулятором в неявном виде. Приведение объекта к заданному состоянию происходит, как бы произвольно, благодаря свойству устойчивости состояния относительно покоя системы. Система «самостоятельно движется» в требуемое состояние. Само же состояние покоя определяется задающим воздействием, постоянным или сравнительно медленно меняющимся.

В докладе предлагается иной способ формирования управляющего воздействия на объект, названный методом Аналитического Конструирования Управления (АКУ). Здесь решается уже рассмотренная задача перевода системы из одной точки пространства состояний в другую. Однако управление определяется в виде явной функции времени, подаваемой на вход объекта через соответствующее исполнительное устройство.

Очевидно, решается задача Понтрягина, за исключением того, что не ставится цель обеспечения экстремума критерия оптимальности. Вместо этого задается интервал времени, в течение которого состояние системы должно перейти из одной точки пространства состояний в другую и определяется управляющая функция для данного перевода. Имеем, таким образом, классическую двухточечную краевую задачу, решение которой в настоящее время нетривиально даже для простейшего класса линейных динамических объектов с постоянными параметрами. Существует множество методов решения: метод «пристрелки» и др. В них, как правило, приходится прибегать к многократному численному решению начальной задачи Коши. В результате процесс решения затягивается во времени и становится непригодным для использования в реальном масштабе времени и «быстрой» обработки сигналов.

В методе АКУ сформулированная цель достигается использованием известной формулы Коши для решения линейных дифференциальных уравнений. Она определяет состояние системы в текущий момент времени через ее состояние в предшествующий и через реализацию внешнего воздействия на отделяющем эти моменты промежутке времени. Эта формула достаточно сложна: она включает фундаментальную матрицу системы уравнений состояния, ее инверсию и некоторые интегралы. Поэтому она используется на практике в усеченном виде, давая для теории управления такие фундаментальные понятия как импульсная переходная функция, переходная матрица состояний, формула свертки и др.

К счастью, появление в настоящее время продвинутых систем автоматизации символьных математических преобразований, что можно назвать аналитико-числовыми компьютерными технологиями (АЧКТ), делает доступными все упомянутые выше элементы формулы Коши.

В итоге, метод АКУ состоит в выборе некоторой системы базисных функций, линейной комбинацией которых аппроксимируется искомое управление, причем коэффициенты этой линейной комбинации являются неизвестными параметрами. Параметрическое управление подставляется в формулу Коши вместе с заданными

начальным и конечным состояниями, проведение всех необходимых преобразований позволяет получить систему линейных алгебраических уравнений относительно неизвестных коэффициентов линейной комбинации управления. Решение этой системы определяет искомое управление как явную функцию времени, что и является искомым управлением двухточечной краевой задачи.

Следует отметить важное свойство итоговой формулы для управления: она может быть сделана параметрической в функции начального и конечного состояний. И следовательно, может быть использована для обработки сигналов в реальном времени без необходимости привлекать всякий раз средства АЧКТ.

Важное замечание: выбираемая система базисных функций может быть произвольной, удовлетворяющей единственному требованию линейной независимости. Ее выбор можно подчинить дополнительно требованиям доставления практических свойств проектируемой системе. Например, управление можно сделать кусочно-постоянным на подинтервалах основного интервала управления или даже релейным.

В докладе поясняется «технология» всех ключевых этапов вычислений и преобразований на примерах систем сравнительно высокого порядка.

Заключение

Основное преимущество метода АКУ относительно традиционных для автоматического управления методов структурного синтеза – это более рациональное распределение управления по интервалу управления, что иногда может предотвратить выход объекта из зоны линейности.

## **АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ МНОГОСОПЛОВОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ОГРАНИЧЕНИЕМ НАКОПЛЕНИЯ КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА**

**А.В. Глушков, С.Ю. Улыбышев**

**wardoc5@rambler.ru**

ФГУП ЦНИИХМ им. Д.И. Менделеева, г. Москва

В качестве средств управления движением космического аппарата (КА) нашли широкое применение реактивные жидкостные двигательные установки (ДУ). Для полной управляемости движением вокруг центра масс и его перемещением, зачастую, двигатели располагают на гранях или ребрах корпуса аппарата под углом к центру масс и результирующему вектору тяги, что позволяет унифицировать алгоритм управления, но приводит к расточительному расходу рабочего тела на динамические операции с КА. Применение соосной группы двигателей позволяет эффективно расходовать топливо на задачи орбитального маневрирования, однако, в общем случае, сопряжено с повышенными требованиями по точности установки ДУ и стабилизации характеристик ее работы.

В докладе представлен алгоритм управления многосопловой ДУ КА в режиме тактовой работы (РТР), когда весь участок маневрирования разбивается на отдельные интервалы времени, что дает возможность варьировать в широком диапазоне время работы и заданную тягу ДУ, среднее значение которой поддерживается с высокой степенью точности на протяжении всего интервала маневрирования. Алгоритм позволяет на фоне решения основной задачи по выдаче импульса коррекции парировать накопление кинетического момента по осям, перпендикулярным результирующему вектору тяги. В докладе также рассмотрена уточненная математическая модель работы ДУ в РТР, учитывающая этапы выхода на режим установившегося уровня тяги и периода последствия, обеспечивающая высокоточное маневрирование. В качестве

примера рассмотрены результаты работы алгоритма применительно к трехосевой осевой ДУ. Данная конструкция позволяет также компенсировать разнотяговость сопел двигателей, погрешности их установки и ориентации, а также смещение центра масс по мере выработки топлива.

### **ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ, ОСНОВАННЫХ НА ЗНАНИЯХ, В УПРАВЛЕНИИ ПИЛОТИРУЕМЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ**

**В.А. Бондарев,  
Ю.Н. Жигулевцев,  
В.А. Суханов**

**vbond.pr@gmail.com,  
ynzh@mail.ru,  
iu1suhanov@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Важным фактором обеспечения безопасности и эффективности управления полетом пилотируемых космических аппаратов (ПКА) является рациональная организация взаимодействия экипажа с техническими средствами. В результате проводимой модернизации вычислительных средств систем управления расширяются возможности реализации дополнительных функциональных возможностей человеко-машинного взаимодействия, предполагающих более рациональное использование не только моторных и зрительных, но также речевых и слуховых возможностей человека, сенсорных систем, воспринимающих положения глаз, головы, жесты и т.п.

Основу для более эффективного использования акустического канала дают речевые технологии. Практически весь спектр речевых технологий – распознавание и синтез речи, идентификация и верификация дикторов, распознавание психофизиологического состояния человека-оператора – может быть применен для обеспечения взаимодействия экипажа космического аппарата с бортовыми системами.

Совместное либо поочередное применение интерфейсных подсистем разных модальностей повышает надежность функционирования системы управления в целом, а также гибкость и разнообразие реализации режимов управления и информирования, что повышает эффективность операторской деятельности благодаря более рациональному распределению загрузки сенсорных и эффекторных каналов человека-оператора.

Введение дополнительных модальностей в систему управления предполагает их интеграцию в систему с традиционным (ручным и автоматическим) управлением. В основу построения интегрированной иерархической интеллектуальной системы управления ПКА предлагается положить технологию систем, основанных на знаниях. Архитектура системы включает интерфейсные подсистемы, базы данных и знаний, а также средства управления этими базами с применением математического аппарата сетей Петри, позволяющего сформировать иерархическую/гетерархическую систему источников разнородных знаний, включая знания о речи, объектах и процессах управления в единообразном представлении с возможностью их верификации, последующего уточнения и пополнения.

## **ПРИМЕНЕНИЕ САМОНАСТРАИВАЮЩЕЙСЯ БОРТОВОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ ОТКАЗОВ ДВИГАТЕЛЕЙ ОРИЕНТАЦИИ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ**

**А.В. Жирнов,  
С.Н. Тимаков**

**avzhirnov@mail.ru  
sergey.timakov@rsce.ru**

ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева», г. Королев

Описываемый в докладе алгоритм диагностики отказов двигателей ориентации основан на анализе рассогласования между фактическим поведением динамики углового движения МКС и ее бортовой моделью. Рассогласование должно быть близко к нулю, когда система работает нормально, а при отказе должно существенно отличаться от нуля. Это свойство рассогласования используется для определения того, есть отказ ДО или нет. Одной из проблем такого подхода является возможность возникновения ложных отказов (т.е. выдача сообщения об отказе, когда на самом деле отказ отсутствует) из-за несоответствия бортовой модели фактическому поведению объекта. По мере увеличения габаритов станции и, как следствие, уменьшения жесткости ее конструкции влияние упругих колебаний конструкции на динамику углового движения МКС становились существенными, и их учет в бортовой модели приводит к ложным отказам. Поэтому при расчете рассогласования в качестве переменной, описывающей фактическое поведение объекта, используется оценка вектора угловой скорости МКС как абсолютно твердого тела, формируемая в самонастраивающейся бортовой модели, представляющей собой адаптивный наблюдатель, который, кроме оценки вектора угловой скорости, осуществляет идентификацию параметров объекта таких как собственные частоты доминирующих тонов упругих колебаний конструкции и коэффициенты влияния. В силу показанных свойств сходимости оценок составляющих угловой скорости и параметров объекта управления, даже в случае отказа ДО, они будут сходиться к искомым значениям. Поэтому рассогласование рассчитывается как разница между оценкой вектора угловой скорости МКС как абсолютно твердого тела и вектором угловой скорости, рассчитываемым путем численного интегрирования уравнений Эйлера на каждом такте бортового компьютера.

Применение самонастраивающейся бортовой модели объекта управления позволило исключить ложную диагностику отказов из-за влияния упругих колебаний конструкции. Кроме того, алгоритм учитывает направления угловых ускорений, создаваемые ДО, что позволяет точнее определять отказавший двигатель.

## **РОЕВОЙ ИНТЕЛЛЕКТ В БОРТОВЫХ СИСТЕМАХ КА И ЕГО РЕАЛИЗАЦИЯ НА БАЗЕ РЕКОНФИГУРИРУЕМОГО ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ПОЛЯ**

**Л.В. Савкин, Е.А. Федоров, В.Г. Дмитриев, А.С. Макаров  
android4.1@mail.ru**

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», г. Химки

В докладе приводятся примеры штатных задач обработки данных в бортовых системах КА, которые предложено решать посредством роевых алгоритмов, реализованных на базе единого реконфигурируемого вычислительного поля (РВП). Последнее, в свою очередь, реализовано посредством программируемых логических интегральных схем

(ПЛИС) класса FPGA. Аппаратная архитектура каждого информационного агента представляет собой выделенный фрагмент РВП.

Рассмотрены две основные модели РВП, содержащего в своем составе, соответственно,  $n = 28$  и  $n = 12$  информационных агентов.

Модель №1. Представляет собой РВП со строго зафиксированными в пределах матричных наборов коммутируемых логических блоков (КЛБ) положениями агентов. Взаимодействие между агентами осуществляется посредством симметричной многоканальной сетки обмена данными, наложенной соответствующим образом на РВП и одновременно образующей границы локализации агентов.

Модель №2. Представляет собой РВП с «плавающими» информационными агентами (базовыми аппаратными архитектурами). Каждое итерационное смещение агента в пределах одного КЛБ достигается путем реконфигурации аппаратных архитектур агентов относительно их начального положения. При этом базовая аппаратная архитектура агента остается неизменной. Для данной модели решение любой конкретной задачи обработки данных сводится к взаимодействию «плавающих» агентов в РВП с орграфом  $G_{\text{обр.}}(X, R)$ , множество вершин  $X$  и множество дуг  $R$  которого отражают формальную сторону алгоритма обработки информации.

Особое внимание в докладе уделено анализу известных архитектур ПЛИС класса FPGA, способных реализовать динамическую реконфигурацию РВП для модели с «плавающими» информационными агентами.

## **БАЙПАСНОСТЬ В ЗАДАЧЕ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ОТКАЗАХ СИСТЕМ**

**Р.Н. Ахметов, В.П. Макаров, А.В. Соллогуб    csdb@sampaise.ru**

АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара

Рассматривается байпасность, как фактор управления в полете живучестью автоматических космических аппаратов (КА) при нештатных (аномальных) полетных ситуациях (АПС), связанных с отказами штатных бортовых систем (БС). (Vurass (англ.) – обход, обвод; дополнительный путь в обход чего-либо).

Целью и задачей байпасного управления живучестью КА в полете является обеспечение возможности восстановления его целевого функционирования с помощью минимального объема дополнительных средств. Причем не только за счет встроенных структурных резервов (как принято в концепции надежности), а главным образом за счет функциональных, информационно-аналитических ресурсов и синергетических свойств.

Актуальность такой задачи возрастает по мере снижения их габаритно-массовых параметров, увеличения длительности активного существования ( $T_{\text{ac}}$ ) и ужесточения целевых требований и ограничений. Практика показывает, что современные КА ДЗЗ, вследствие постоянно возрастающих  $T_{\text{ac}}$  (5-10 лет), сложности конструкции и стоимости, становятся продуктом мелкосерийного и единичного производства, когда исчезает статистика. Но вопросы целевой эффективности КА всегда остаются весьма актуальными.

Предлагается подход для решения таких задач, который называется байпасным, а сами обходные пути байпасами. Их сущность в оперативности парирования отказов штатных систем с обеспечением живучести и целевых функций КА.

Особенности байпасного подхода при жестких энерго-массовых ограничениях  $R_d \rightarrow \min$ :

- если в байпасах используются структурные резервы, то при отказах систем их функции и целевые задачи КА выполняются со штатными показателями;
- если в байпасах применяются ресурсы других видов, то показатели систем изменяются, вызывая деградацию показателей КА в целевых задачах.

В целом, байпасный подход позволяет выполнять целевые задачи КА при отказах систем, хотя бы и с измененными целевыми показателями.

## **ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ВЫРАЖЕНИЯ ДЛЯ КИНЕТИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ «ПОДВИЖНОЕ ОСНОВАНИЕ – МАНИПУЛЯТОР – ПОЛЕЗНЫЙ ГРУЗ»**

**П.П. Белоножко**

**byelonozhko@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В докладе рассмотрены некоторые особенности моделирования динамики управляемого движения космической системы «Подвижное основание – манипулятор – полезный груз (полезная нагрузка)» в отсутствие внешних сил.

Применительно к рассматриваемым системам – оснащенным манипуляторами космическим кораблям многоразового использования и орбитальным станциям, свободнолетающим роботизированным монтажно-сервисным модулям, системам взаимного позиционирования космического аппарата и полезной нагрузки – могут быть выделены два подхода к получению независимой подсистемы уравнений динамики относительного движения. Первый предполагает преобразование исходной системы уравнений с выделением соответствующей независимой подсистемы. Вторым основан на преобразовании выражения для кинетической энергии с последующим применением формализма Лагранжа.

В докладе для общего случая пространственной системы двух твердых тел, соединенных некоторым безмассовым механизмом с целенаправленно изменяемой конфигурацией, приведен вывод выражения для кинетической энергии как функции координат и скоростей груза относительно основания, а также проекций постоянного в инерциальной системе координат вектора кинетического момента на оси системы координат, связанной с подвижным основанием. Вывод основан на формальной интерпретации законов сохранения (первых интегралов), записанных априори, в качестве уравнений связей.

Для случая ненулевого кинетического момента системы показаны важные качественные отличия режимов плоского и пространственного движения.

### **КОРРЕКЦИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТЕ В ОКРЕСТНОСТИ МАЛОЙ ПОЛУОСИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТРЕХ ВКЛЮЧЕНИЙ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

**А.П. Протопопов**

**post@rsce.ru**

ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева», г. Королев

Рассмотрена задача коррекции наклона орбиты космического аппарата (КА) с инерционными исполнительными органами (ИИО), находящегося на высокоэллиптической орбите (ВЭО), с использованием трех включений электрореактивных двигателей (ЭРД) при условии минимизации изменения периода орбиты.

Рассматривается схема управления КА, в которой управление линейным и угловым движением КА осуществляется с помощью ЭРД с направленными под углом к осям связанной с центром масс КА системы координат и смещенными относительно центра масс КА линиями действия тяг.

Для управления движением центра масс рассматриваемого КА ВЭО применяются восемь ЭРД, каждый из которых также создает момент относительно центра масс. Из-за ограничений энергопотребления в каждый момент времени возможна работа только одного ЭРД.

К рассматриваемому КА предъявляются жесткие требования по изменению периода и длительности коррекции, которая не должна отличаться от расчетной более чем на несколько минут. Основной сложностью алгоритма коррекции является выдача корректирующего импульса с учетом возможности включения только одного ЭРД, удержание кинетического момента в заданных пределах в процессе коррекции и минимизации изменения периода орбиты по окончании коррекции.

Получены аналитические формулы для расчета кинетического момента на ВЭО с учетом работы двигателей и циклограммы работы двигателей.

Алгоритм реализован в программном виде с возможностью дальнейшего использования на реальном КА.

В докладе приводятся методы и результаты численного моделирования предложенного алгоритма, а также сравнение разработанного алгоритма с существующим алгоритмом коррекции с помощью четырех включений ЭРД.

### **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗМОЖНЫХ ОКОН СТАРТА КА «СПЕКТР-РГ» В ТЕЧЕНИЕ ГОДА С ОБЕСПЕЧЕНИЕМ ЕЖЕСУТОЧНОЙ ВИДИМОСТИ С КИП «МЕДВЕЖЬИ ОЗЕРА»**

**О.И. Бабина<sup>1,2</sup>, П.В. Мжельский<sup>1,2</sup>, Е.А. Михайлов<sup>2</sup>**  
**knyagna92@mail.ru, paxa1da@yandex.ru,**  
**oleggeny@mail.ru**

<sup>1</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва,

<sup>2</sup>ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», г. Химки

В работе исследуется метод изолиний для получения различных типов квазипериодических орбит в окрестности коллинеарной точки либрации системы Солнце–Земля. Получена изолиния, соответствующая заданным параметрам квазипериодической орбиты КА «Спектр-РГ».



На полученной изолинии определены области, удовлетворяющие условию равенства наклонений опорной и перелетной орбит. Для полученных областей был проведен анализ орбит перелета, обеспечивающих одноимпульсный переход с низкой околоземной орбиты на квазипериодическую траекторию.

Полученные результаты позволяют выбрать среди всего многообразия орбит перелета в окрестность коллинеарной точки либрации лишь те, которые удовлетворяют заданным условиям и ограничениям, что приводит к существенному сокращению вычислительных затрат при выборе номинальных траекторий перелета.

Также проведены исследования, позволяющие определить возможные окна старта КА «Спектр-РГ» в течение года из условия обеспечения ежесуточной видимости КА с северных КИП, что существенно повышает надежность управления КА.

## **ПЕРИОДИЧЕСКИЕ ОРБИТЫ В ЗАДАЧЕ ТРЕХ ТЕЛ. ОБЛАСТИ СУЩЕСТВОВАНИЯ**

**Ф.В. Звягин**

**pk-bmstu@ya.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Периодические орбиты являются основой построения различного рода миссий исследования и освоения космического пространства. При выведении космического аппарата на орбиты в окрестности Земли, как правило, не возникает неопределенности в определении параметров его движения. При исследовании более удаленных объектов требуется заранее определить возможные границы начальных условий движения в их окрестностях для того, чтобы гарантировать выведение на периодические орбиты. Проведенное исследование показывает, что с помощью интегрального критерия, основанного на принципе наименьшего действия, возможно выделить области начальных условий движения КА, характеризующих его обращение по периодическим орбитам. Топология указанных областей как минимум одинакова для планетного случая эллиптической ограниченной задачи трех тел, т.е. для планет Солнечной системы.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ЛАГРАНЖА — УПРАВЛЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНЫМ ПРОСТРАНСТВЕННЫМ ДВИЖЕНИЕМ ПАРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО КРИТЕРИЮ МИНИМИЗАЦИИ РАСХОДА С ЗАКРЕПЛЕННЫМИ КОНЦАМИ И ФИКСИРОВАННЫМ ВРЕМЕНЕМ**

**А.А. Карпунин<sup>1</sup>  
И.П. Титков<sup>2</sup>**

**ksans@yandex.ru**

<sup>1</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, <sup>2</sup>ООО «Форексис»

Работа посвящена решению задачи оптимального управления относительным пространственным движением пары космических аппаратов (КА) по критерию минимизации расхода с закрепленными концами и фиксированным временем.

На основании системы уравнений Клохесси-Уилтшира сформирована система уравнений, описывающая относительное движение пары «ведущего» (неуправляемого, «пассивного») и «ведомого» (управляемого, «активного») КА. Решение задачи Лагранжа для данного класса объектов управления позволяет оценить потребные

управляющие ускорения и форму оптимальных траекторий по критерию минимизации расхода управляющего ускорения.

Из полученного решения задачи Лагранжа и результатов моделирования следует, что для бинормального движения каждому увеличению длительности маневра на половину витка соответствует одно дополнительное пересечение трасс КА. Для движения в плоскости орбиты каждое увеличение длительности маневра на два периода обращения приводит к двум дополнительным пересечениям оптимальных траекторий КА по высоте, причем их количество нечетное. Изменение количества пересечений траекторий происходит скачкообразно. Таким образом, формы оптимальных траекторий и программного управления изменяются качественно с увеличением длительности маневра.

Результаты исследований позволяют произвести оценку снизу потребных управляющих ускорений и минимально необходимого запаса рабочего тела; выполнить синтез оптимальных траекторий и программных управляющих ускорений, переводящих КА из начального положения на орбите в конечное с заданными относительными скоростями и положением, по критерию минимизации расхода энергии за фиксированное время.

Установлено наличие нелинейной (гиперболической) зависимости между потребными управляющими ускорениями и длительностью маневра. Установлено, что при длительности маневра, большей периода обращения, в несколько раз уменьшается суммарный расход управляющих ускорений; качественно изменяется формы траекторий и формы программных управляющих ускорений.

Решение данной задачи позволяет сформировать теоретическую базу для практического внедрения результатов, направленных на решение задачи снижения затрат на поддержание спутниковых группировок, уменьшение расхода рабочего тела для решения целевых задач. На основании полученных математических моделей и результатов моделирования можно перейти к созданию систем и алгоритмов, позволяющих решить задачи обеспечения траекторной безопасности, повысить эффективность перспективных и существующих групп КА.

## РЕЛЕЙНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ГРУППИРОВКОЙ СПУТНИКОВ

**С.Н. Тимаков,  
К.А. Богданов**

**sergeytimakov333@gmail.com  
kab956@mail.ru**

ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева», г. Королев

Разработан и исследован релейный алгоритм управления группировкой космических аппаратов. В состав группировки входят «пассивный» КА, движущийся по невозмущенной Кеплеровой орбите и несколько «активных», маневрирующих относительно него, КА. Суть управления состоит в удержании каждого маневрирующего КА на своей финитной (относительно пассивного КА) траектории.

Для описания движения маневрирующих спутников относительно опорного используются модифицированные уравнения Хилла-Клохесси-Уилтшира [1], учитывающие сжатие Земли и аэродинамическое сопротивление.

Отдельно рассматривается движение маневрирующего КА в орбитальной плоскости (ОХУ), отдельно движение вдоль оси OZ (cross track motion). Путем замены переменных движение в орбитальной плоскости раскладывается на вековое смещение активного КА относительно пассивного и на эллиптическое движение активного КА относительно пассивного.

Приводится детальное описание и исследование релейной системы. Основное внимание уделено исследованию устойчивости предельных циклов методом точечных преобразований и теории бифуркаций [2], а также поиску значений параметров релейной системы управления, обеспечивающих минимальный расход топлива на поддержание надлежащего динамического поведения группировки.

Проведено математическое моделирование динамического поведения группировки из четырех спутников – один «пассивный», три «активных» – подтверждающее работоспособность предложенного релейного управления.

Литература

1. Schweighart S. and Sedwick R. High-Fidelity Linearized J2 Model for Satellite Formation Flight, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 25, No. 6, Nov-Dec 2002, pp.1073–1080.
2. Гаушус Э.В., Исследование динамических систем методом точечных преобразований М. Наука, 1976, 368 с.

## **СОПРОВОЖДЕНИЕ ПРОВЕДЕНИЯ НАУЧНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ НА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ (НА ПРИМЕРЕ ЭКСПЕРИМЕНТА «НАПОР – МИНИ РСА»)**

**Ф.А. Воронин, М.А. Харчиков**

**irina.dunaeva@rsce.ru, post@rsce.ru**

ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева», г. Королев

Одной из важнейших задач МКС в настоящее время является проведение различных научных экспериментов (НЭ). Ввод к 2019 году в состав станции новых модулей, таких как многоцелевой лабораторный модуль (МЛМ) и научно-энергетический модуль (НЭМ) и расширение спектра научно-прикладных исследований на околоземных орбитах, приведут к значительному увеличению количества проводимых на МКС экспериментов. Реализация НЭ предполагает разработку сложных аппаратно-программных средств, которые включают в себя как сложную научную аппаратуру, так и средства управления НЭ. В связи с этим одной из важнейших задач при проведении научных экспериментов является их сопровождение и, как следствие, оперативный контроль работоспособности систем, входящих в состав научной аппаратуры. Отработка управляющих команд, своевременное получение целевой информации становятся актуальными.

На РКК «Энергия» совместно с канадской компанией Urthecast (The Earth Video Camera) проводится эксперимент «Напор-Мини РСА» по дистанционному зондированию Земли с помощью Системы Оптических Телескопов (СОТ).

В докладах секции предыдущего года уже рассказывалось об общей концепции проведения этого эксперимента. Также была рассмотрена реализация управления СОТ средствами информационно-управляющей системы. Представлены обзор и результаты проведенных летных испытаний телескопов.

При разработке НЭ «Напор-Мини РСА», как сложного комплексного эксперимента, была предпринята попытка формализовать и автоматизировать процесс его сопровождения.

Задача сопровождения была разбита на несколько этапов:

- подготовку файлов с управляющей информацией, их тестирование на наземном комплексе отработки, их отправку в ЦУП для дальнейшей передачи на МКС;

- получение и оценка контрольно-диагностической информации о функционировании целевой аппаратуры и средств проведения НЭ;
- передача и получение целевой информации.

В докладе рассмотрены вопросы разработки программных средств для обеспечения представленных выше этапов сопровождения эксперимента «Система оптических телескопов».

### **ПРОБЛЕМЫ РЕАЛИЗАЦИИ БОРТОВОЙ ЛАЗЕРНОЙ ЛОКАЦИОННОЙ АППАРАТУРЫ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**Е.И. Старовойтов, Н.Е. Зубов post@rsce.ru**

ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева»

В настоящее время на борту космических аппаратов (КА) типа HTV, Dragon, Cygnus и др. для измерений дальности и радиальной скорости при выполнении операций сближения и стыковки используются лазерные локационные системы (ЛЛС). Создание аналогичных бортовых ЛЛС отечественными предприятиями является актуальной задачей.

У разработчиков возникают трудности при выборе необходимых лазерных источников и фотодетекторов из-за особенностей их применения в ЛЛС, а также ограниченного количества отечественных и иностранных производителей. Проблема заключается в обеспечении заданных характеристик аппаратуры при ограниченном выборе компонентной базы в условиях импортозамещения ряда комплектующих иностранного производства, применяемых в отечественной промышленности.

В работе выполнен анализ возможностей реализации бортовых ЛЛС с требуемыми характеристиками на различной компонентной базе и исследовано влияние используемых компонентов на характеристики аппаратуры.

Представлены конструктивные решения, позволяющие компенсировать снижение чувствительности фотоприемника, рассмотрена целесообразность применения оптического аттенюатора в приемном тракте ЛЛС при использовании фотодетекторов разных типов.

### **О НАВЕДЕНИИ КАМЕРЫ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ, УСТАНОВЛЕННОЙ НА БОРТУ МКС, ПОСРЕДСТВОМ ДВУХОСНОЙ ПЛАТФОРМЫ НАВЕДЕНИЯ**

**А.В. Сумароков**

**avsumarokov@gmail.com**

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв

Для обеспечения проведения научных экспериментов на борту МКС создается Информационно-управляющая система, представляющая собой ряд бортовых компьютеров и дополнительного оборудования. В компьютерах Информационно-управляющей системы, доступна информация о текущем угловом и пространственном положении МКС, однако для целей некоторых экспериментов требуется обработка имеющейся информации.

Один из таких экспериментов проводится на борту МКС Роскосмосом совместно с канадской фирмой EVC. В январе 2014 года на внешней поверхности служебного модуля «Звезда» российского сегмента МКС были установлена камера высокого разрешения (HRC), предназначенная для видеосъемки участка подстилающей поверхности

размером  $5,36 \times 3,56$  км с проекцией пикселя на поверхность Земли 1,15 м (для высоты орбиты 350 км) со скоростью три кадра в секунду (время экспозиции одного кадра 0,3с).

Камера высокого разрешения установлена на Двухосной платформе наведения (ДПН), представляющей собой двухосную поворотную платформу с диапазоном углов вращения по каждой из осей от  $-175^\circ$  до  $+175^\circ$  и рабочем диапазоне угловых скоростей вращения приводов от  $1^\circ/\text{с}$  до  $3^\circ/\text{с}$ . Данная платформа имеет в своем составе вычислитель, который заключает в себе алгоритмы работы данной платформы в различных режимах (тестовых, служебных, режиме отслеживания цели). Вычислитель на основе периодически передаваемого в него задания в виде углов и угловых скоростей для каждой из двух осей обеспечивает движение платформы по необходимой траектории. Периодичность передачи информации о требуемых параметрах движения составляет 0.2 с. Для обеспечения работы платформы в режиме отслеживания цели требуется на основе имеющейся баллистико-навигационной информации обеспечить расчет углов и угловых скоростей движения ДПН для того чтобы НРС отслеживала одну и ту же точку на Земной поверхности.

В компьютеры Информационно-управляющей системы из системы управления движением МКС поступает информация о текущем угловом и пространственном положении МКС, однако для ее передачи требуется определенное время, дополнительное время требуется для передачи вычисленных параметров движения ДПН из компьютера информационно-управляющей системы в вычислитель ДПН. Следовательно, для успешного решения задачи наведения камеры высокого разрешения, требуется решить ряд задач. Во-первых, требуется спрогнозировать угловое и пространственное положение МКС через некоторое время. Во-вторых, необходимо вычислить вектор положения цели в системе координат ДПН. В-третьих, на основе вычисленного направления на цель требуется рассчитать непосредственно углы и угловые скорости движения по каждой из осей ДПН, для обеспечения отслеживания цели. Дополнительно, для минимизации амплитуды низкочастотных колебаний конструкции следует обеспечить плавное управление и выход на траекторию отслеживания из любого положения ДПН. В докладе подробно рассматривается решение каждой из поставленных задач.

## ИМИТАТОР ЯДЕРНОГО РЕАКТОРА ДЛЯ ОТРАБОТКИ АСУ ТП

**А.Л. Войцеховский**

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Благодаря ядерным технологиям люди смогут летать на Луну, а в дальнейшем на Марс и Венеру. Ведущие страны мира создают новое поколение космических транспортных энергетических установок основанных на ядерных технологиях.

Испытания и отработку АСУ ТП ядерного реактора космического аппарата (КА) на начальном этапе предлагается проводить с имитатором. Программно-аппаратный имитатор реактора КА функционирует под управлением математической модели. Математическая модель предполагает моделирование технологических процессов работающего реактора в реальном времени.

АСУ ТП получает информацию от имитаторов датчиков реактивности (ИР) управляемых компьютером с математической моделью реактора. В качестве ИР используется генератор сигналов реактивности с внешним управлением от компьютера. ИР выдает сигналы уровня реактивности на входы измерения АСУ ТП в реальном времени. Инструментально отслеживается реакция АСУ ТП, т.е. выдача управляющих сигналов.

Отработка происходит путем проверки поведения АСУ ТП с имитатором во всех возможных режимах «радиационной мощности» при реальной эксплуатации.

Возможность моделирования всего спектра существующих датчиков реактивности для различных программно-аппаратных имитаторов позволит испытывать АСУ ТП ядерных реакторов любых типов автономно и комплексно в составе стенда полунатурного моделирования КА.

Применение программно-аппаратного имитатора ядерного реактора с использованием ИР для испытаний и отработки АСУ ТП КА сокращает финансовые затраты, исключает экологический риск.

### **ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОЦЕССА РАЗРАБОТКИ АРХИТЕКТУРЫ БОРТОВОГО ПО С ПОМОЩЬЮ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ ГРАФИЧЕСКИХ СРЕДСТВ СИСТЕМНОГО АНАЛИЗА**

**М.А. Шатский, М.Ю. Косинский**

**KosinskiM@mail.ru**

ФГУП МОКБ «Марс», г. Москва

В докладе рассматриваются вопросы повышения эффективности процесса разработки бортового программного обеспечения (БПО) космических аппаратов на этапе проектирования архитектуры.

При разработке структуры БПО должны выполняться определенные критерии, такие как минимизация межмодульных связей, максимальная автономность подсистем и модулей, соответствие организационной структуре предприятия, максимальное использование имеющихся разработок, прозрачность и удобство в эксплуатации и др.

Наиболее подходящим среди многочисленных подходов для решения рассматриваемой задачи можно считать язык System Modeling Language (SysML). По результатам анализа стандарта языка можно сделать вывод о том, что его диаграммы (состояний и действий, структурные, последовательности) практически полностью соответствуют по назначению сложившимся этапам разработки архитектуры ПО (создание логики функционирования, спецификации БПО, протоколов взаимодействия подсистем и т.д.), хотя и имеют определенные отличия, как впрочем, и любое новшество.

В целом можно сделать вывод о целесообразности внедрения графического описания на базе UML/SysML в процесс разработки БПО в целях повышения прозрачности архитектуры БПО, что позволит улучшить как процесс разработки, так и эксплуатации БПО.

### **РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННО- УПРАВЛЯЮЩЕЙ СИСТЕМЫ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ (НА ПРИМЕРЕ НАУЧНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ «ТЕРМИНАТОР», «МВН», «БТН-М2», «ИПИ-500»)**

**Ф.А. Воронин, Д.С. Назаров**

**Fedor.voronin@rsce.ru, post@rsce.ru**

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв

В данном докладе рассмотрены вопросы проектирования и разработки программного обеспечения информационно-управляющей системы (ИУС) СМ РС МКС на основе

многолетнего опыта эксплуатации РС МКС, а также современных подходов к моделированию информационных систем.

Информационно-управляющая система представляет собой совокупность логически связанных компьютерных и сетевых средств на РС МКС, обеспечивающих выполнение ряда задач, важнейшей из которых является обеспечение проведения научных экспериментов на РС МКС. Компьютеры из состава ИУС обеспечивают автоматическое управление научной аппаратурой (НА), предоставляют ей необходимую информацию (навигационные данные, точное время), реализуют средства для управления и контроля НА из Центра управления полетами (ЦУП).

В докладе изложена структура и состав ИУС, ее взаимодействие с НА и бортовым комплексом управления РС МКС. На примере научных экспериментов «Терминатор», «МВН», «БТН-М2», «ИПИ-500» показан жизненный цикл разработки и интеграции НА на РС МКС, приведены типовые алгоритмы ПО компьютеров ИУС для управления НА, рассмотрены вопросы автономного и комплексного тестирования НА, управления НА из ЦУП-М.

## **РАЗРАБОТКА СИСТЕМНОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАУЧНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ**

**Р.А. Токарев,  
Д.С. Кашубин, Д.А. Иванов**

**roman.tokarev@rsce.ru,  
dmitry.dashubin@rsce.ru**

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв

Разработка системного ПО НЭМ велась на персональном компьютере с использованием ранее разработанного программного эмулятора БВС, а верификация ПО производилась на целевой архитектуре.

Первоочередной задачей при разработке системной математики была обработка исключительных ситуаций (trap), таких как ошибки адресации, переполнения и т.д. Необходимо было создать удобный инструмент для разбора ошибок в программах. Обработчик исключительных ситуаций должен был не только формировать диагностику, но и изолировать проблемную задачу, не нарушая работы других программ. Обычно при ошибках операционные системы сохраняют содержимое оперативной памяти и регистров процессора (core dump), что требует большого объема памяти на target. При наличии высокоскоростных интерфейсов core dump может быть сохранен непосредственно на host (например, по FTP или NFS). Для бортовых компьютеров НЭМ оба варианта оказались неприемлемыми из-за аппаратных ограничений. Потребовалось разработать ПО формирования диагностики в контексте обработки исключения. Диагностика включает в себя разбор программного стека архитектуры MIPS, определения цепочки вызовов функций, ведение системного журнала и формирование программной телеметрии.

Для отладки программ, имеющих собственный вектор прерываний/исключений, был разработан интерфейс между резидентным отладчиком и отлаживаемой программой. При возникновении исключения break отлаживаемая программа передает управление отладчику, который производит обработку исключения. Так же производятся операции с таймерами, в том числе со сторожевым, чтобы предотвратить перезагрузку компьютера.

Для отладки ПО на персональном компьютере был доработан отладчик из состава эмулятора с целью создания Core Dump в формате ELF при исключениях. Для анализа использовались средства GDB (GNU Debugger).

Разработка драйверов устройств, производилась по следующей схеме: разработка моделей и тестов устройств согласно документации от разработчика бортового компьютера, верификация тестов на целевой платформе и уточнение моделей устройств, разработка драйверов устройств и тестов на эмуляторе, верификация драйверов на target.

Для тестирования бортового ПО снаружи был разработан монитор памяти, позволяющий читать и модифицировать переменные в реальном времени (без останова на breakpoint). Серверная часть монитора была встроена как в эмулятор, так и в бортовое ПО и обеспечивает доступ к памяти по запросу клиентов. Клиентская часть при формировании запросов использует GDB для получения адресов и типов переменных из объектных файлов с отладочной информацией.

Изложенный подход к разработке ПО БВС НЭМ позволил существенно сократить время разработки и отладки программного обеспечения на целевой платформе и, следовательно, высвободить больше времени для тестирования.

### **МЕТОД НЕЙРО-НЕЧЕТКОЙ ОЦЕНКИ ПРИГОДНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ГРАФИЧЕСКОГО ИНТЕРФЕЙСА ПОЛЬЗОВАТЕЛЯ**

**В.П. Корвяков**

**vladimir.korviakov@gmail.com**

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв

В современных системах управления и обработки информации одну из ключевых ролей в обеспечении качества всей системы играет качество интерфейса «человек-машина» (ИЧМ). Еще более важным является качество ИЧМ в таких сложных системах, как пилотируемые космические аппараты. Для поиска оптимального графического интерфейса пользователя (как частного случая ИЧМ) необходимо формализовать понятие качества интерфейса с возможностью его численной оценки. Анализ литературы и стандартов, посвященных пользовательским свойствам интерфейсов, показал, что в качестве комплексного показателя качества может быть принята его пригодность использования («юзабилити»). Из всех аспектов, влияющих на пригодность использования, в принятой модели оценки рассмотрены эффективность интерфейса и удовлетворенность пользователя.

Интерфейс описывается ориентированным графом, вершинами которого являются элементы интерфейса («виджеты»), а маршруты – различными вариантами его использования. Эффективность интерфейса связывается со временем достижения цели и вычисляется суммой оценок времени нажатия на виджеты (по закону Фиттса) по всем маршрутам. Величина удовлетворенности определяется суммой оценок, выполненных искусственной нейронной сетью (ИНС) для направлений переходов между виджетами по всем маршрутам. ИНС предварительно обучается на базе экспертных оценок различных углов перехода между виджетами. Эффективность и удовлетворенность объединяются в комплексную оценку юзабилити с помощью аппарата нечеткой логики.

Проведение эксперимента позволило выбрать наиболее оптимальный вариант интерфейса выдачи управляющего воздействия в бортовую вычислительную систему космического аппарата. Применение аппарата нечеткой логики в дальнейшем позволит дополнить модель оценкой других аспектов пригодности использования. Кроме того, этот метод открывает возможности синтеза оптимальных графических интерфейсов, например, с применением генетических алгоритмов или других методов поиска оптимальных решений.



## ПРОБЛЕМА ВЫБОРА АСТРОДАТЧИКОВ ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ

П.С. Гуреев

gurpavel@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Наноспутники изначально зарекомендовали себя как эффективное и недорогое средство отработки новых космических технологий. Сегодня спектр решаемых с помощью наноспутников задач расширяется, но все еще значительно ограничен в силу целого ряда проблем, возникающих перед разработчиками.

В частности, для реализации активной системы управления ориентацией и стабилизации (СУОС) с астродатчиком (АД) предполагается размещение на борту громоздкой бленды, предотвращающей засветку матрицы АД. Вследствие этого сегодня разработчикам СУОС для наноспутников приходится ограничиваться максимум одним АД.

Анализ габаритно-массовых характеристик существующих миниатюризированных АД показывает, что на сегодняшний день создание СУОС для наноспутников на базе нескольких АД стало возможным. При этом отсутствие информации от одного из АД вследствие засветки матрицы не является существенной проблемой для СУОС.

Если кроме габаритно-массовых характеристик взять в рассмотрение также и другие параметры миниатюризированных АД, можно составить приближенные эмпирические зависимости в параметрах «цена – качество». На основе данных зависимостей и возможных схем установки АД составляется задача многокритериальной оптимизации состава АД для наноспутника с точки зрения их количества, качества и размещения.

Решение сформулированной задачи возможно лишь при наличии численных данных об орбите. Для демонстрации предлагаемого алгоритма решения рассмотрен условный низкоорбитальный наноспутник дистанционного зондирования Земли.

## РАЗРАБОТКА ДАТЧИКОВ, СИСТЕМ КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ ТЕПЛОВЫМИ ПРОЦЕССАМИ В ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ И ТЕХНОСИСТЕМАХ НА ЖИДКИХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ И ОХЛАДИТЕЛЯХ ВОЗДУШНОГО, АЭРОКОСМИЧЕСКОГО И КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

В.А. Алтунин, К.В. Алтунин,

altspacevi@yahoo.com

В.П. Демиденко<sup>1</sup>,

С.Я. Коханова, Ю.С. Коханова, Е.Н. Платонов, М.Л. Яновская<sup>2</sup>

<sup>1</sup>МВАА, г. Санкт-Петербург; <sup>2</sup>ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва;  
КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, г. Казань;

В существующих системах контроля и управления двигателей, энергоустановок и техносистем одно- и многоразового использования воздушного, аэрокосмического и космического базирования весьма слабо учитываются позитивные и негативные особенности теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям или не учитываются вообще. Из-за негативных особенностей (из-за осадкообразования и термоакустических автоколебаний давления) в двигателях и техносистемах могут происходить преждевременные и несанкционированные выходы из строя, частичные и полные потери тяги, аварийные ситуации, пожары и взрывы. На основе экспериментальных исследо-

ваний разработаны и запатентованы новые конструктивные схемы датчиков и систем контроля, которые позволяют:

- вести контроль за осадкообразованием, его ростом, результатами удаления, уменьшения и предотвращения без применения электростатических полей, с их применением, гибридно – в ручном, полуавтоматическом и автоматическом режимах;

- 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 летчика-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 (при стыковочно-расстыковочных работах, при необходимости повышения орбиты, при уходе от космического мусора, при уходе от лазерного прицеливания и боевых ударов, при работе космической артиллерии и др.);

- обеспечивать экстенсивное и надежное управление летательных аппаратов в сложных условиях влияния негативных процессов в двигателях;

- осуществлять экономию бортового горючего и окислителя, а также ресурса двигателей, что очень важно, особенно в космических условиях;

- обеспечивать эффективную работу новых предложенных техносистем (систем защиты летательных аппаратов от тепловых ударов и лазерного оружия, ложных тепловых целей на жидких углеводородных горючих многоразового использования, жидкостных датчиков и приборов замера и контроля вида и степени гравитации, систем защиты летательных аппаратов от приближающихся объектов и космического мусора и др.).

- разрабатывать новые эргономичные пульта управления и контроля для различных летательных аппаратов, наземных служб сопровождения полетами, для обеспечения тренажерной базы.

Применение материалов доклада и патентов на изобретения РФ повысят ресурс, надежность, безопасность и экономичность перспективной отечественной техники наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования.

### **МОДЕЛЬ КОММУТАТОРА ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ СИНХРОННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ РЕДУКЦИЕЙ ИНДУКТОРНОГО ТИПА**

**Т.Ю. Пенкина, Е.М. Курбатов**

**pentan-1987@mail.ru,  
kourbatov@iss-reshetnev.ru**

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева»

Для обмена информацией с низколетящих объектов на космических аппаратах (КА) устанавливается система наведения антенн (СНА), которая имеет четкую структуризацию и обеспечивает решение ряда поставленных задач. Качество работы системы во многом определяется свойствами составных частей, которые закладываются при проектировании.

Целью работы является проведение оценки влияния электромеханической и электронной частей на точность наведения антенны.

В данной статье представлена структура СНА КА серии «Луч-5», рассмотрен исполнительный синхронный двигатель с электромагнитной редукцией (СДЭР) с точки зрения особенностей управления.

В ходе работы проведены исследования гармонического состава сигнала тока, формируемого коммутатором СДЭР. На основе спектрального анализа и синтеза предложена аналитическая модель коммутатора для управления СДЭР.

## **АВТОНОМНАЯ ДИАГНОСТИКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ ИЗБЫТОЧНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ КОНФИГУРАЦИЙ**

**Е.С. Лобусов, А.В. Фомичев**

**a.v.fomichev@bmstu.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Целью построения БИНС с избыточным числом чувствительных элементов является повышение уровня безотказности БИНС и ее точностных характеристик. В частности, датчики угловых скоростей, построенные на базе кольцевых лазеров, ввиду наличия в них значительного количества конденсаторов, имеют наиболее низкую надежность по сравнению с другими электронными модулями БИНС.

В конструкции БИНС выделяется блок векторных измерителей угловых скоростей (ВИУС) и линейных ускорений (ВИЛУ). Избыточность обеспечивается увеличением количества как датчиков угловых скоростей, так и датчиков линейных ускорений.

Однако в процессе функционирования могут происходить отказы отдельных измерителей. Под отказом понимается неспособность измерительного устройства выполнять свою непосредственную функцию  $\square$  проводить измерения с заданной точностью.

Рассмотрим данный вопрос применительно к конкретной конфигурации измерителей угловой скорости (ИУС), состояние работоспособности которой зависит от многих факторов и, в общем случае, меняется с течением времени.

В дальнейшем предполагается, что каждый измеритель совместно со своим каналом функционирует независимо от других. Кроме того, будет использована булева модель отказа, т.е. состояние работоспособности принимает только два значения 1 и 0.

Состояние отказа или идентификация отказа представляет последовательность решения следующих задач: установления факта появления отказа, нахождение отказавшего элемента и, может быть, оценивания величины сигнала в отказавшем элементе.

Предполагается, что в каждый момент времени существует вероятность одновременного наступления отказов не более двух измерителей, хотя вероятность одновременных отказов двух измерителей значительно меньше вероятности отказа одного измерителя. Данное предположение подтверждается экспериментальными данными.

В докладе предлагается подход к определению работоспособности конфигурации измерителей, который опирается только на собственные средства.

### **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОЦЕНИВАНИЕ ИНТЕГРАЛЬНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ПСИХОФИЗИОЛОГИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ОПЕРАТОРОВ ЧЕЛОВЕКО-МАШИННЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ**

**К.А. Пупков**

**pupkov@ik1.bmstu.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Получение интегральных параметрических оценок, характеризующих психофизиологическое состояние операторов человеко-машинных систем управления представляет собой актуальную проблему.

Актуальность решения проблем, связанных с необходимостью оценивания психофизиологического состояния человека-оператора обусловлена тем, что качество и надежность функционирования человеко-машинных систем управления, то есть систем, в контур управления которых входит, человек-оператор, во многом зависят от его психофизиологического состояния.

Человеко-машинные системы управления предназначены, в основном, для управления сложными техническими объектами, техническими системами, транспортными средствами и технологическими процессами, нарушение процессов нормального функционирования которых может привести к человеческим жертвам, к разрушению высокотехнологичного, дорогостоящего оборудования, к техногенным и экологическим катастрофам и т.д.

Благодаря собственному естественному интеллекту, а также благодаря своим профессиональным навыкам, приобретенным в процессе обучения и работы в контуре управления системы, человек-оператор способен, на основе предъявляемой ему в визуальной форме измерительной или иной информации, оперативно оценивать текущую ситуацию и генерировать командные сигналы на исполнительную и другие подсистемы человеко-машинной системы управления.

Очевидно, что качество и эффективность функционирования человека-оператора во многом зависят как от его индивидуальных особенностей, от уровня его профессиональной подготовки для работы в системе, от его текущего психофизиологического состояния, от характеристик используемых средств визуализации информационных сигналов, от продолжительности и интенсивности его работы в непрерывном режиме и т.д.

Таким образом, формирование и определение экспериментальными методами некоторых интегральных оценок, характеризующих потенциальные возможности человека-оператора выполнять свои профессиональные функции в составе человеко-машинной системы представляет собой актуальную и достаточно сложную научно-техническую проблему.

В работе рассматриваются и анализируются методы, методологии и технические средства экспериментального определения значений параметрических интегральных оценок, отражающих как динамические особенности и характеристики человека-оператора, так и его текущее внутреннее психофизиологическое состояние.

Работа поддержана РФФИ. Проект № 15-08-00184.

## АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКИХ ОСОБЕННОСТЕЙ СИСТЕМ ТЕЛЕУПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ МОБИЛЬНЫМИ РОБОТАМИ

Г.А. Шахназаров

eshakh@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Одно из важных направлений дальнейшего развития космических технологий связано с разработкой и созданием систем телеуправления космическими мобильными роботами и робототехническими комплексами.

Телеуправляемые беспилотные робототехнические системы могут быть использованы для исследования планет, неопознанных космических объектов, для инспекции спутников, для решения проблем очистки ближнего космоса от «космического мусора» и т.д.

Система телеуправления состоит из следующих основных компонентов: исследуемого космического объекта (ИКО), телеуправляемого космического мобильного робота (КМР), командного модуля телеуправления (КМТУ).

Командные сигналы телеуправления генерируются оператором на основе предъявляемой ему визуальной информации, отражающей взаимное относительное положение ИКО и КМР. Эта визуальная информация получается с помощью расположенных на КМР видеодатчиков и передается через информационный радиоканал в командный модуль телеуправления.

Оператор в командном модуле телеуправления наблюдает принятую визуальную информацию и формирует командные сигналы телеуправления, которые передаются через информационный радиоканал на борт КМР, что приводит к включению тех или иных исполнительных устройств, приводящих к созданию воздействующих на КМР управляющих сил и моментов и изменению его пространственного положения.

В работе анализируются основные факторы, определяющие динамические особенности системы телеуправления, к которым относятся: запаздывание в радиоканалах передачи видеоинформации и команд телеуправления; запаздывание, вносимое оператором в процессе наблюдения, оценивания поступившей видеоинформации и формирования команд телеуправления; особенности организации и характеристики исполнительной подсистемы КМР; другие факторы.

Анализ динамических особенностей систем телеуправления КМР, обусловленных влиянием запаздывания в контурах управления, а также другими основными указанными выше факторами позволяют сформировать некоторые возможные общие принципы функциональной, информационной и алгоритмической организации систем телеуправления космическими мобильными роботами и робототехническими комплексами с целью обеспечения желаемой динамики процессов управления, а также с целью обеспечения высоких характеристик точности и надежности реализации конечной цели управления.

### РЕДУЦИРОВАННЫЙ АЛГОРИТМ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ КЛА НА ОСНОВЕ ФИЛЬТРА ВОЛЬТЕРРА ВТОРОГО ПОРЯДКА

Т.Ю. Цибизова

vesta952006@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Разработка систем управления перспективными космическими летательными аппаратами (КЛА) требует изучения новых подходов к их проектированию, создания новых концепций, модернизации существующего программно-алгоритмического обеспечения, создания новой элементной базы, применения новых информационных технологий.

Перспективные системы управления КЛА отличаются большим объемом используемого алгоритмического обеспечения, сложными алгоритмическими комплексами обработки информации. Алгоритмы обработки информации содержат разнообразные модели исследуемых процессов и объектов управления, а также модели КЛА.

В рассматриваемых задачах часто встречаются случаи, когда параметры модели исследуемого процесса достоверно неизвестны. Поэтому необходимо использовать стандартные методы идентификации параметров КЛА. При применении в алгоритмическом обеспечении нелинейных моделей для учета специфических особенностей процессов и упрощения реализации на борту КЛА используются оригинальные алгоритмы, в частности, модифицированный фильтр Вольтерра, применяемый для идентификации нелинейных систем управления.

С точки зрения простоты реализации одним из перспективных методов идентификации является фильтр Вольтерра второго порядка, который применяется для идентификации нелинейных систем управления.

В качестве основной трудности при решении данной проблемы можно назвать необходимость обработки большой базы данных, характеризующей работу идентифицируемой системы. Конструктивным подходом в решении данной задачи является использование фильтрующей структуры в виде последовательности Вольтерра. Однако одной из главных причин достаточно редкого применения методики фильтрации Вольтерра на практике является значительная сложность, связанная с реализацией фильтров Вольтерра. Таким образом, главной задачей является нахождение упрощений в разработке и реализации фильтра Вольтерра, что позволит реализовать процедуру на борту КЛА. Фильтр Вольтерра 2-го порядка состоит из параллельной комбинации линейного и квадратичного фильтров.

Разработанный фильтр состоит из параллельной комбинации двух фильтров, чьи выходные значения перемножаются для получения выходного значения всего фильтра.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ВОПРОСОВ ГАРАНТИРОВАННОЙ ДОСТАВКИ ИНФОРМАЦИИ ПРИ ОПЕРАТИВНОМ УПРАВЛЕНИИ КА В УСЛОВИЯХ РАЗРЫВОВ И ЗАДЕРЖЕК В КАНАЛАХ СВЯЗИ МЕЖДУ ЭЛЕМЕНТАМИ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ**

**М.М. Матюшин, Д.А. Зеленов,  
Е.В. Бакланов,  
А.В. Глазков**

**ev.vladim.baklanov@mail.ru**

ФГУП ЦНИИмаш, г. Королёв

Существующие способы передачи космических данных исходят из предположения о том, что между отправителем и получателем постоянно существует связь. В случае, если во время сеанса происходит сбой работы системы связи на каком-либо участке канала, часть передаваемой информация теряется и необходимо проведение повторного сеанса в полном объеме.

В некоторых проектах сквозной путь обмена информацией часто отсутствует, в некоторых – космические аппараты (КА) попеременно находятся в зоне и вне зоны радиовидимости наземных приемо-передающих станций. Каждый конкретный КА может установить связь с данной станцией только в определенное время, а два КА никогда не могут установить связь друг с другом даже через наземную станцию, так как один из них всегда находится вне зоны радиовидимости этой станции.

Особенно эти недостатки связи сказываются на качестве информационного обеспечения проектов дальнего космоса. Основные проблемы, с которыми приходится сталкиваться в таких системах, состоят в следующем: задержки, искажения или разрывы связи. Существенные задержки возникают при передаче информации на большие расстояния вследствие ограниченной скорости распространения радиоволн. Так, например, при полете к Марсу время прохождения сигнала может достигать десятков минут, в зависимости от положения Земли и Марса на их орбитах. Искажения выражаются в виде роста числа ошибок, обусловленного затуханием сигнала при передаче на сверхбольшие расстояния. Разрывы связи обусловлены либо естественными причинами, либо причинами технологического характера.

Тем не менее передача данных возможна и в сетях с непостоянной связью и очень длинными задержками. Современный подход информационного взаимодействия абонентов предполагает использование более сложных сценариев обмена данными и доступа к общей сети, основанных на использовании узлов коммутации информации, расположенных в космическом пространстве.

### **ВЫБОР СХЕМЫ ИНТЕГРИРОВАНИЯ КИНЕМАТИЧЕСКИХ УРАВНЕНИЙ УГЛОВОГО СЛОЖНОГО ДВИЖЕНИЯ**

**Е.С. Лобусов,  
Хоанг Мань Тьонг**

**evgeny.lobusov@yandex.ru  
manhtuongbm@yahoo.com**

Для определения относительного пространственного углового положения объекта на основе измерителей угловой скорости необходимо выполнить процедуру интегрирования кинематических уравнений движения. Данные кинематические уравнения относительного движения могут быть представлены в двух различных вариантах: в виде схемы с обратной связью и в виде двух параллельных ветвей. Входными воздействиями в этом случае выступают абсолютная угловая скорость объекта и переносная угловая скорость системы координат, относительно которой и определяется угловое положение.

Таким образом, возникает потребность в выборе схемы для выполнения процедуры интегрирования кинематических уравнений сложного углового движения.

Для первого варианта, оценка относительной угловой скорости объекта получается в виде разности абсолютной угловой скорости объекта, получаемой от соответствующих измерителей, и угловой скорости переносного движения, получаемой расчетным путем. Причем абсолютную угловую скорость можно считать быстроменяющейся, а переносную угловую скорость – медленноменяющейся. Тем самым, интегрировать данную разность угловых скоростей приходится с шагом интегрирования, соответствующим быстроменяющейся компоненте.

Для второго варианта результирующий процесс интегрирования разделяется на две части: для быстрого движения может быть использован один шаг интегрирования, а для медленного движения – другой, или даже точное аналитическое решение. Кроме того, в этом случае оказывается возможным получать информацию не только об относительном положении, но так же об абсолютном и переносном.

В докладе рассматриваются и анализируются кинематические уравнения в кватернионном представлении.

### **ПОСТРОЕНИЕ МОДЕЛЕЙ ПОДСТИЛАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ, ИНВАРИАНТНЫХ К УСЛОВИЯМ СЪЕМКИ**

**А.И. Гаврилов,  
К.В. Парфентьев**

**alexgavrilov@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В настоящее время задача построения моделей подстилающей поверхности принимает наибольшую актуальность. Полученные модели могут использоваться для решения широкого круга задач, включая построение топографических карт местности, локализации объектов интереса, навигации по подстилающей поверхности и многие другие.

Основной проблемой в построении моделей подстилающей поверхности являются изменчивые условия съемки, такие как освещенность, осадки, угол и высота съемки. В рамках работы исследованы технологии построения моделей подстилающей поверхности с использованием различных технических (оптических и радарных) и программных средств.

Проведено исследование по определению местонахождения при различных условиях спутниковой, радарной съемки и аэрофотосъемки. Предложен алгоритм преоб-



разования полученных фотографий к инвариантому к условиям съемки виду. В рамках проведенных работ разработана структура и проведена программная реализация системы распознавания изображений с использованием самоорганизующихся карт Кохонена. Представлены структура, математическое описание и алгоритм обучения самоорганизующихся карт. Эффективность предложенных алгоритмов и программного обеспечения подтверждена решением задачи определения местоположения на снимках, полученных в различное время года и разными методами. Разработанные методики и технологии в перспективе могут быть использованы для решения задачи навигации БЛА.

## **НЕЙРОСЕТЕВАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ АЛГОРИТМОВ ИНТЕРПРЕТАЦИИ МУЛЬТИСПЕКТРАЛЬНЫХ ДАННЫХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ**

**А.И. Гаврилов**

**alexgavrilov@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Исследования в области создания систем мониторинга широкого круга объектов и явлений на основе данных дистанционного зондирования земной поверхности находятся в стадии интенсивного развития [1]. Данные дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), полученные с искусственных спутников, характеризуются большой площадью обзора, высокой скоростью обновления и актуализации информации, а также, возможностью регистрации сигналов в нескольких спектральных диапазонах, что существенно повышает информативность данных и открывает широкие возможности по их интерпретации и дешифрации [1, 2].

Целью работы является исследование и реализация цифровых алгоритмов обработки мультиспектральных данных дистанционного зондирования земной поверхности и интерпретации информации на основе искусственных нейронных сетей (ИНС).

В работе использованы данные ДЗЗ спутника Landsat 7, которые представляют собой снимки в восьми спектральных диапазонах с пространственным разрешением от 15 до 60 метров на точку. Для решения задачи улучшения изображений [1] применялись методы гистограммной эквализации и комбинирования спектральных диапазонов, направленные на облегчение визуальной интерпретации, повышение эффективности и достоверности снимков, а также их подготовку к автоматизированному дешифрированию. Тематическая обработка (дешифрирование) изображений проводилась на основе нейросетевого классификатора [3].

В ходе выполнения работы получены следующие основные результаты:

- исследованы методы и алгоритмы цифровой обработки данных дистанционного зондирования земной поверхности;
- разработаны структура системы интерпретации данных дистанционного зондирования земной поверхности, процедуры и алгоритмы обработки данных;
- предложены новые методики и алгоритмы интерпретации данных дистанционного зондирования земной поверхности на основе искусственных нейронных сетей;
- проведен анализ эффективности предложенных алгоритмов и ПО;
- представлены рекомендации по практической разработке программных систем дистанционного зондирования земной поверхности.

Разработанные процедуры, алгоритмы и программное обеспечение могут быть использованы при создании программно-аппаратных комплексов интерпретации мультиспектральных данных.

тиспектральных данных дистанционного зондирования земной поверхности для геоинформационных систем, а также применяется при изучении состояния окружающей среды, в военной разведке, картографии.

Литература

1. Гаврилов А.И. Алгоритмы цифровой обработки изображений в системах интерпретации мультиспектральных данных дистанционного зондирования земной поверхности / В сборнике: Управление в морских и аэрокосмических системах (УМАС-2014) 7-ая российская мультиконференция по проблемам управления: материалы конференции. ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». 2014. С. 479–487.
2. Гаврилов А.И., Парфентьев К.В., Мозер Н.С. Применение нейросетевых технологий в задачах распознавания текстур подстилающей поверхности на основе данных аэрофотосъемки / В сборнике: Управление в морских и аэрокосмических системах (УМАС-2014) 7-ая российская мультиконференция по проблемам управления: материалы конференции. ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». 2014. С. 679–684.
3. Гаврилов А.И., Парфентьев К.В. Реализация программного модуля распознавания изображений на основе самоорганизующихся карт Кохонена средствами системы MATLAB / Молодежный научно-технический вестник. 2012. № 4. С. 34.

### **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ НАЗЕМНОГО ОБЪЕКТА С ПОМОЩЬЮ МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ**

**В.В. Лукьянов<sup>1</sup>,**

**vdmlknv@yandex.ru**

**С.И. Шмаров<sup>2</sup>, В.О. Медведев<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва; <sup>2</sup>ФГУП «ЦЭНКИ»

Одна из актуальных задач, возникающих при построении автоматических систем управления подвижных объектов, – определение их навигационных параметров: линейных и угловых скоростей и ускорений, координат и углового положения. Эффективный инструмент решения навигационной задачи – бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС), интегрирующая показания с измерениями других систем: одометрических, дальномерных и др. Наиболее перспективными чувствительными элементами, в частности, гироскопическими, для построения БИНС являются микромеханические датчики угловой скорости, как наименее дорогие, в то же время, точность которых приближается к точности вибрационных и волоконно-оптических датчиков. При этом на рынке наиболее широко представлены не полнофункциональные БИНС, а блоки инерциальных чувствительных элементов (БЧЭ). Задача реализации навигационных алгоритмов, их адаптации для конкретных типов БЧЭ и подвижных объектов возлагается на пользователя-разработчика, за счет чего достигается снижение стоимости системы и повышение ее точности.

В данной работе рассматриваются способы и эффективность решения навигационной задачи наземного подвижного объекта с помощью блока наиболее качественных в настоящее время микромеханических инерциальных датчиков STIM300 (производство фирмы Sensorog, Норвегия), а также одного из самых недорогих БЧЭ – ADIS16488 (производство фирмы Analog Devices, США).

Алгоритмы навигации разработаны для функционирования как в автономном режиме с учетом возможной априорной информации (остановок на маршруте, особенностей динамики движения объекта), так и в режиме интегрирования с показаниями других систем – одометрической и оптической дальномерной (системы лидаров).

Работы произведены Лабораторией имитационного моделирования систем управления перспективных аэрокосмических летательных аппаратов и наземных подвижных объектов кафедры «Автоматические системы управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Проведенные натурные испытания подтвердили эффективность разработанных алгоритмов – их простоту, надежность и точность.

## **СОВРЕМЕННЫЕ АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ В НАВИГАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСАХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**Кай Шэнь,  
К.А. Неусыпин, А.В. Пролетарский**

**shenkaichn@mail.ru  
pav@bmstu.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Измерительная информация навигационных систем летательных аппаратов (ЛА) обычно искажена внешними шумами. Поэтому компенсация измерительных погрешностей бортового навигационного комплекса является актуальной проблемой, которая требует незамедлительного решения. Чтобы осуществлять коррекцию с высокой точностью в навигационных системах ЛА, применялись различные алгоритмы оценивания, например фильтр Калмана, для вычисления оценок погрешностей навигационных систем. Также применялись подход самоорганизации, нейронные сети и генетические алгоритмы, чтобы построить прогнозирующие модели исследуемых погрешностей навигационных систем.

При коррекции навигационных систем в выходном сигнале активно применяются прямые модификации фильтра Калмана и адаптивные алгоритмы с обратной связью по обновляемому процессу, расширенный фильтр Калмана, сигма-точечный фильтр и др. Для осуществления высокоточной коррекции навигационных систем применяется нелинейный фильтр Калмана с эталонной моделью, построенной с помощью алгоритмов самоорганизации или генетического алгоритма.

Одним из самых применяемых алгоритмов самоорганизации является Метод группового учета аргументов. Метод группового учета аргументов используется для анализа сложных процессов изменения погрешностей навигационных систем и представляет собой один из вариантов метода сортировки.

На основе естественного отбора и природной генетики, генетические алгоритмы были изобретены Джоном Холландом как методы стохастического поиска в 1970-х годах. Вариации основных генетических алгоритмов были предложены позже, но лишь немногие из них представляют собой новые методологии.

Для того чтобы оценивать эффективность применяемых навигационных алгоритмов, целесообразно использовать реальные лабораторные испытания конкретных навигационных систем и комплексов. Разработаны специальные методики проведения полунатурных экспериментов, которые были применены для оценивания достижимой точности. По результатам экспериментов можно делать следующие выводы: с точки зрения точности обработки навигационной информации, подход самоорганизации и генетический алгоритм работают лучше, чем классический фильтр Калмана и нейронные сети.

### ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ АВТОНОМНЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ С ПОМОЩЬЮ ГЕНЕТИЧЕСКИХ АЛГОРИТМОВ

Чан Нгок Хьонг,  
Нгуен Динь Тхай

daituong1310@gmail.com  
nguyendinhthai.vn@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В обычных условиях работы для повышения точности систем навигации часто совместно обрабатываются сигналы инерциальных навигационных систем (ИНС) и внешних источников информации с помощью фильтра Калмана. В качестве внешних источников часто используются спутниковые навигационные системы (СНС) ГЛОНАСС или GPS. Такой подход объясняется тем, что ИНС и СНС компенсируют преимущества и недостатки друг друга. СНС имеют высокую точность работы на длительном временном интервале, но у них имеется недостаток: слабая помехозащищенность. ИНС имеют уникальное преимущество – автономность работы, и следовательно могут работать в условиях сильных помех. ИНС так же имеют высокую точность работы, но только на кратком временном интервале.

В настоящее время летательные аппараты (ЛА) функционируют в различных сложных условиях, например, когда нет сигналов СНС (спутники сбиты) или сигналы подвержены воздействию помех противника. При этом навигационная система работает в автономном режиме, т.е. имеются только измерительные сигналы ИНС.

Как известно, измерительные сигналы автономной ИНС имеют погрешности, обусловленные конструктивными особенностями, условиями их функционирования и особенностями режимов полета ЛА. Поэтому в автономном режиме работы задача повышения точности ИНС становится актуальной и важной. Для достижения этой цели целесообразно использовать алгоритмический подход.

В автономном режиме можно проводить коррекцию навигационных систем посредством алгоритмов экстраполяции. В данной работе предлагаются и исследуются генетические алгоритмы (ГА). С помощью ГА осуществляется прогноз погрешностей навигационных систем. Затем спрогнозированные оценки погрешностей используются в известных схемах коррекции.

Результаты моделирования показали, что ГА позволяют строить высокоточные прогнозирующие модели ошибок ИНС, которые используются для коррекции автономных ИНС. Высокая точность и скорость вычисления ГА позволяют рекомендовать его для использования в схемах коррекции автономных ИНС.



## АВТОМАТИЧЕСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДЛЯ ПЛАНЕТНЫХ И АСТРОФИЗИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ, ИСПЫТАНИЯ И РАСЧЁТ

### ОБ ОЦЕНКАХ ВЕРОЯТНОСТИ УСПЕШНОЙ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ГРУНТЫ ПЛАНЕТ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ПОСАДКЕ КА «ЛУНА-ГЛОБ»

С.П. Буслаев

se.bouslaev@yandex.ru

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Заключительный момент посадки КА на грунт характеризуется большой неопределенностью начальных условий: рельеф в точке посадки и характеристики грунта точно неизвестны, линейные и угловые скорости КА, а также ориентация аппарата лежат в определенном диапазоне. Все посадки КА на Луну, Венеру, Марс, на спутники планет, кометы и астероиды имели вероятностный характер.

При этом существуют два метода проектирования посадочных устройств (ПУ) КА – метод проектирования ПУ по определенным наихудшим случаям посадки из всех возможных случаев (по так называемым расчетным случаям) и метод, основанный на расчете вероятности посадки, как правило, с применением метода статистических испытаний (метод Монте-Карло, ММК). Оба метода проектирования имеют свои достоинства и недостатки. Например, КА типа «Венера» проектировались по первому методу, статистические испытания посадок на грунт не проводились, при этом все КА успешно сели на Венеру. Оценка вероятности успешной посадки основывалась на вероятности встречи различных типов рельефа и грунта и на экспертном анализе степени их опасности при различных условиях подхода КА к поверхности грунта в рассматриваемых районах.

Метод проектирования посадочных устройств с математическим моделированием посадки и с использованием метода статистических испытаний широко применялся при проектировании ПУ для КА «Аполлон». Такой же метод применялся при проектировании ПУ аппаратов «Викинг».

Применение обоих методов проектирования может зависеть от стадии проектирования КА и от степени достоверности начальных условий при посадке КА на грунт (рельеф, свойства грунта, условия подхода КА к грунту). При проектировании ПУ для КА «Луна-Глоб» исходные данные и результаты моделирования различных этапов посадки позволяют создать достаточно адекватную вероятностную модель заключительного момента посадки КА на грунт и провести расчет вероятности посадки на грунт в заданных районах.

### ИССЛЕДОВАНИЕ СООТНОШЕНИЯ СОСТАВЛЯЮЩИХ ПОГРЕШНОСТИ КООРДИНАТНОЙ ПРИВЯЗКИ СНИМКОВ С КА ДЗЗ

**В.П. Макаров, В.П. Москатиньев,  
С.Ю. Самойлов**

**ss2916@mail.ru**

В настоящее время широкое распространение получило использование снимков с КА ДЗЗ для решения целого ряда задач. Для успешного решения этих задач космические снимки должны обладать необходимым качеством. Одним из показателей качества снимков с КА ДЗЗ является погрешность координатной привязки снимков.

Все более актуальным становится использование снимков с КА ДЗЗ в задачах, требующих наличия координатной привязки снимков.

Погрешность географической привязки космических снимков космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) без использования опорных точек определяется параметрами орбиты, условиями съемки, погрешностью знания высоты рельефа и значениями точностных параметров КА и складывается из двух составляющих: погрешности, обусловленной точностными проектными параметрами КА; погрешности, обусловленной неточностью знания высоты рельефа снимаемой местности.

В докладе представлены:

- модель координатной привязки космических снимков;
- модель учета рельефа снимаемой местности при координатной привязке космических снимков;
- приведены составляющие погрешности координатной привязки космических снимков;
- исследовано соотношение составляющих погрешности координатной привязки космических снимков при различных значениях исходных данных и условий эксплуатации КА ДЗЗ;
- представлены области преобладания различных составляющих погрешности координатной привязки космических снимков для различных значений исходных данных и условий эксплуатации КА ДЗЗ.

### ПОСТРОЕНИЕ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА К ЛУНЕ И ПРОВЕДЕНИЕ КОРРЕКЦИИ В РАМКАХ ПРОЕКТА «ЛУНА-ГЛОБ»

**Е.С. Гордиенко,  
П.А. Худорожков**

**ges@laspace.ru**

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

В последние годы задача полета на Луну вновь приобрела актуальность. Особый интерес ученых направлен на изучение приполярных районов Луны. Их ценность подтверждена недавними научными результатами, согласно которым на полюсах Луны имеются районы с относительно высоким содержанием воды в реголите (несколько процентов по массе) и которые также обладают хорошими условиями по освещенности Солнцем и радиосвязи с Землей. Важным элементом разработки лунного КА является баллистическое проектирование траектории КА. Одним из интереснейших с научной и технической точки зрения проектов является экспедиция «Луна-Глоб».

Для решения задачи получения оптимальных траекторий выведения на орбиты ИСЛ необходимо разработать методику построения траектории полета к Луне, а также выбрать моменты проведения ее коррекций для обеспечения надежности выполне-

ния миссии. При этом критерием оптимизации при поиске траектории является минимизация затрат топлива на перелет и проведение коррекций.

Анализ задачи получения рациональной траектории рассматривается в два этапа. На первом – описываются основные этапы методики построения траектории полета на орбиту ИСЛ. Приводятся основные критерии определения дат старта и подлета к Луне. Обосновывается выбор основной и резервной дат подлета, приводятся основные параметры траекторий. На втором – рассматривается методика проведения коррекций траектории перелета КА с орбиты ИСЗ на орбиту ИСЛ. Исследование проводится при учете погрешностей участка выведения, определения параметров траектории полета и исполнения коррекций. Выбираются номинальные времена проведения коррекций. Для них определяются статистические характеристики величин импульсов скорости для каждой из коррекций. Рассматривается также вариант переноса моментов проведения коррекций. Делаются выводы о выборе возможных моментов проведения коррекций. Приводится оценка необходимых затрат топлива на реализацию миссии.

## **ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЕТА К ЛУНЕ НА МАЛОЙ ТЯГЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РЕЗОНАНСНЫХ МАНЕВРОВ**

**М.Г. Ширококов, С.П. Трофимов**

**shmaxg@gmail.com**

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Современные схемы построения траекторий к Луне и планетам Солнечной системы, основанные на теории динамических систем, стали в настоящее время широко распространены. Наиболее интересные подходы включают использование резонансных сближений с третьим телом для быстрого и бесплатного повышения перицентра или апоцентра орбиты космического аппарата (КА). Несмотря на существование значительного числа работ, посвященных проектированию траекторий с малой тягой и/или резонансными сближениями, очень важно дополнить эти исследования параметрическим анализом траекторий. Цель доклада состоит в том, чтобы представить технологию проектирования траекторий к Луне с резонансными сближениями и предложить инструмент, который позволит легко исследовать взаимосвязь между различными параметрами перелета. К этим параметрам относятся дата и время старта, тип начальной околоземной орбиты, точка вывода КА на гало орбиту вокруг L1 или на окологалную орбиту и т.д.

В работе исследуются перелеты на гало орбиту вокруг точки L1 системы Земля–Луна. Перелет осуществляется в три этапа: 1) сначала с помощью касательной тяги орбита КА поднимается выше радиационных поясов, 2) затем с помощью оптимального управления КА переводится на траекторию, отвечающую условиям резонансного сближения с Луной, 3) далее выполняется серия резонансных сближений, переводящих аппарат на устойчивое многообразие нужной гало орбиты. Рассчитанные траектории группируются в соответствии с выбранными значениями параметров, формируя таблицы с численным описанием лучших траекторий. Такие таблицы, построенные для всех возможных значений параметров, дают глобальную картину решений и могут помочь разработчикам миссий проводить предварительный баллистический анализ миссий.

Исследование поддержано грантом РФФИ № 14-11-00621.

### ЛАЗЕРНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ (ОБЗОР)

**В.К. Сысоев,  
П.А. Вятлев, А.Ф. Насыров**

**sysoev@laspace.ru**

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Величайшим научно-техническим достижением СССР в XX столетии были: открытие космической эры – запуск первого спутника (1957 г.) и создание лазеров (Нобелевская премия 1964 г.). В настоящее время использование лазерных технологий в космической технике позволяет осуществлять информационные операции с параметрами не достижимыми другими методами.

Основными направлениями развития лазеров для космических информационных систем являются:

- лазерная дальнометрия с использованием уголковых отражателей как для определения координат космических аппаратов (например, ГЛОНАСС), так и для лунных измерений (400 000 км с точностью до 1 мм);

- лазерная высокоскоростная космическая связь, как правило, межспутниковая и может достигать 1 Гбит/с на расстояниях до 40 000 км. Имеются проекты с использованием лазерной связи для марсианских экспедиций;

- лазерные сканеры для определения профиля наземной поверхности с высоким пространственным разрешением;

- лазерные лидары для измерения состава и состояния атмосферы, как с Земли, так и с космических аппаратов;

- лазерные измерительные комплексы для стыковок космических аппаратов, сканеров для построения изображения для посадки лунных станций и роверов.

Конечно, эти комплексы не исчерпывают все возможности лазерных космических информационных систем. В настоящее время разрабатываются космические эксперименты с применением лазерной интерферометрии на 2-4 космических аппаратах, позволяющие проводить измерения изменения расстояний до 5 млн км с точностью 0,1 нм (проект LISA). Освоение такой технологии позволит создавать инструменты для фундаментальных космических исследований в области гравитационных волн. Сотрудниками НПОЛ, ГАИШ МГУ и ФГУП ЦНИИмаш в рамках НИР «Облик» разрабатывается лазерная космическая интерферометрическая система для 4-х аппаратов с расстоянием 100...200 тыс. км. Основные характеристики данной системы будут рассмотрены в докладе.

### АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ УСЛОВИЙ ПРОВЕДЕНИЯ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ НА ТЕПЛОВОЙ РЕЖИМ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «РЕЗОНАНС»

**Р.И. Гуров**

**gurov@laspace.ru**

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Основным этапом проверки и подтверждения работоспособности двигательной установки космического аппарата являются огневые испытания, чаще всего проводимые в атмосферных условиях.

Для подтверждения правильности выбора параметров средств обеспечения теплового режима проводятся тепловакуумные испытания для двигательной установки (в отдельности или в составе аппарата), при данном виде испытаний используются те-



пловые эквиваленты аппаратуры, агрегатов и двигателей, не имитируется теплоемкость топлива.

Совмещение двух видов испытаний (огневых и тепловакуумных) позволяет:

- сократить долю конвективного теплообмена в общем механизме теплопереноса, в сравнении с проведением подобных испытаний в условиях атмосферного давления;
- оценить тепловое воздействие от реальных работающих двигателей на конструкцию двигательной установки космического аппарата;
- оценить изменение инерции тепловых процессов, связанных с выработкой компонентов топлива, которые обладают высокой теплоемкостью.

Таким образом, огневые стендовые испытания в термобарокамере позволяют приблизить условия испытаний штатной эксплуатации, в которых радиационный теплообмен является основным механизмом отвода тепла от космического аппарата.

Для двигательной установки малого космического аппарата «Резонанс» огневые стендовые испытания были проведены в газодинамической термобарокамере 1Б ИС-101, при которых давление остаточной среды в рабочем объеме камеры поддерживалось в диапазоне от 40 до 50 мм рт. ст. на активных участках циклограммы испытаний и 0,06 мм рт. ст. на пассивных участках.

Помимо режимов, предусмотренных программой испытаний, проведен исследовательский режим, при котором экспериментально определена значимость влияния естественной конвекции на общий механизм теплообмена в рабочем объеме термобарокамеры.

По результатам, полученным при проведении испытаний, были проанализированы условия проведения испытаний, тепловое состояние двигательной установки и достаточность параметров средств обеспечения теплового режима двигательной установки «Резонанс», скорректирована расчетная модель, также выданы рекомендации по дальнейшему совершенствованию стендовых систем в части их приближения к условиям штатной эксплуатации.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КАСАТЕЛЬНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ НА РАЗРУШЕНИЕ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ

**А.Ф. Клишин<sup>1</sup>, А.М. Никитин<sup>1</sup>, М.С. Третьяк<sup>2</sup>, В.В. Чупрасов<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

<sup>2</sup> Институт тепло- и массообмена НАН Республики Беларусь

Большинство теплозащитных материалов (ТЗМ) малой плотности ( $\rho \sim 0,4...0,8 \text{ г/см}^3$ ) в процессе высокотемпературных испытаний образцов ускоренно разрушаются, если осуществляется также воздействие касательных напряжений набегающего потока. Названный эффект обусловлен тем, что при тепловых испытаниях из-за малой прочности прококсированных и прогретых слоев этих ТЗМ под действием касательных нагрузок происходит повышенный унос материалов.

Подобная проблема решалась при создании тепловой защиты десантного модуля (ДМ) миссии «MSL» (США). Попытка применить и отработать известный теплозащитный материал «SLA-561V» ( $\rho \sim 0,3 \text{ г/см}^3$ ) для ДМ в условиях воздействия заданных тепловых потоков и касательных напряжений привела к неожиданно большому уносу материала. С учетом значительных габаритов и массы ДМ миссии «MSL» (по сравнению с предыдущими миссиями) существенно выросли тепловые и касательные нагрузки на теплозащиту, которые для материала «SLA-561V» оказались критическими (запредельными). По результатам этих испытаний был заменен материал

«SLA-561V» для ДМ на более стойкий в заданных условиях теплосилового воздействия. Им оказался материал «PICA» ( $\rho \sim 0,4 \text{ г/см}^3$ ), созданный в 90-х годах «Ames Research Center».

В работе приведены некоторые результаты исследований на установке «ЭДПГ» влияния касательных напряжений на интенсивность разрушения группы материалов-претендентов малой плотности ( $\rho \sim 0,4 \dots 0,8 \text{ г/см}^3$ ) для ДМ миссии «ЭкзоМарс».

### **ТРЕБОВАНИЯ К СОВРЕМЕННЫМ ТЕПЛОЗАЩИТНЫМ КОМПОЗИЦИОННЫМ МАТЕРИАЛАМ РКТ**

**А.Ф. Клишин**

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Неметаллические теплозащитные материалы (ТЗМ) композиционного типа применяются в составе изделий ракетно-космической техники (РКТ) с середины 1950-х годов. Разработка и применение ТЗМ были обусловлены необходимостью обеспечения заданной температуры конструкции и систем при значительно возросших теплосиловых воздействиях на эти изделия по сравнению с авиационными. При этом композиционные ТЗМ, представляя пассивные средства защиты, оказались работоспособными в широком диапазоне температур (от 500°C до 3500°C) и давлении (от 0,1 Па до 100·10<sup>5</sup> Па) окружающей среды в штатной эксплуатации. Применяемые в РКТ теплозащитные композиционные материалы отличаются по составу, структуре, удельной плотности, температурному диапазону (эффективного) применения, характерному механизму разрушения (для абляционных ТЗМ) в заданных условиях нагружения, способу нанесения на изделие, методам механической обработки и защиты их внешней поверхности и т.д.

По мере развития РКТ, расширения номенклатуры и назначения изделий возрастал уровень теплосиловых и других видов воздействий на композиционные теплозащитные материалы, которые они должны выдерживать в соответствии с техническим заданием (ТЗ) на разработку. Пригодность и работоспособность конкретного теплозащитного материала композиционного типа в заданных условиях воздействий подтверждается многочисленными испытаниями на соответствующих высокотемпературных газодинамических и разного рода физических установках по специальным программам.

Особое значение в отработке любого нового ТЗМ имеет определение его теплозащитных и теплофизических свойств в широком диапазоне теплосиловых воздействий (от минимальных до максимальных). Традиционно в научно-исследовательских институтах по созданию ТЗМ проводятся только первичные испытания названных свойств новых материалов. Основные подробные исследования по определению различных характеристик ТЗМ, диапазонов применимости материала в заданных условиях воздействия проводит разработчик изделия РКТ для обоснования правильности выбора конкретного ТЗМ и подтверждения его работоспособности в штатных условиях.

За последние 20 лет произошло заметное увеличение числа требований, предъявляемых к теплозащитным материалам. Так, к необходимым свойствам, которыми должен обладать ТЗМ, в ряде случаев теперь предъявляют, кроме известных, и следующие дополнительные требования:

- малый унос материала в заданном широком диапазоне теплосиловых (иногда периодических) нагрузок;
- многоразовость применения изделия и ТЗМ;
- стойкость ТЗМ к внешним воздействиям (вакуума, радиации, метеоро-техногенных тел, касательных напряжений, двухфазных потоков) и т.д.

Следуя названной тенденции, за рубежом поставлена задача о необходимости создания и отработки нового уникального теплозащитного материала многофункционального назначения.

В работе рассмотрены вопросы обеспечения экспериментального исследования известных ТЗМ на соответствие их современным требованиям стойкости к внешним воздействиям.

## **РАЗВИТИЕ ПРОЕКТА МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АСТЕРОИДОВ**

**А.Е. Шаханов,** [shakhanov@laspace.ru](mailto:shakhanov@laspace.ru)  
**Е.В. Власенков, А.М. Крайнов, Т.Ш. Комбаев, П.С. Черников**

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

НПО им. С.А. Лавочкина совместно с кооперацией разрабатывает проект малого космического аппарата с маршевой электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) для исследования околоземных астероидов. Выведение КА планируется осуществлять попутным запуском, дальнейший перелет к астероиду реализуется с помощью ЭРДУ КА. В качестве электроракетного двигателя планируется использование двигателя СПД-100ВУ (модификация двигателя СПД-100 с повышенным ресурсом и удельным импульсом). Сухая масса КА (незаправленного) составляет 409 кг, при этом масса комплекса научной аппаратуры составляет не менее 40 кг. Максимальная масса рабочего тела для ЭРДУ (ксенон) – около 280 кг. Для разгрузки двигателей маховиков и орбитальных коррекций используются гидразиновые двигатели, масса гидразина и газа наддува – около 20 кг. Система электроснабжения обеспечивает мощность не менее 2090 Вт с учетом удаления от Солнца при реализации миссии.

При условии, что в качестве стартовой орбиты будет использована орбита КА серии «ГЛОНАСС» (круговая орбита высотой около 19100 км), время перелета будет составлять около 500 суток (при перелете к астероиду 2014QN266).

В докладе будет рассмотрен проектно-баллистический анализ миссий МКА с ЭРДУ к околоземным астероидам, состав служебных систем и их характеристики, а также проектный облик рассматриваемого КА и актуальный состав научных приборов.

## **МЕТОДЫ КОМПАКТНОГО ТЕСТИРОВАНИЯ БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ПОМОЩЬЮ РЕКОНФИГУРИРУЕМОЙ СИСТЕМЫ ФУНКЦИОНАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ**

**Л.В. Савкин<sup>1</sup>,** [android4.1@mail.ru](mailto:android4.1@mail.ru)  
**А.Е. Ширшаков<sup>1</sup>, В.М. Новичков<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

<sup>2</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В докладе представлены результаты исследования по аппаратной реализации методов компактного тестирования бортовых комплексов управления (БКУ) современных космических аппаратов (КА) на базе ранее предложенной реконфигурируемой системы функционального контроля и диагностики (СФКД). Рассмотрены три основных ме-

тогда компактного тестирования БКУ КА по схеме встроенного контроля: метод функций счета, метод синдромного тестирования и метод сигнатурного анализа.

Аппаратная реализация в реконфигурируемой СФКД БКУ метода функций счета заключалась в формировании в едином реконфигурируемом вычислительном поле (РВП) СФКД законченных функциональных архитектур, реализующих следующие счетные операции: подсчет числа единичных значений сигналов в контрольной последовательности, подсчет числа нулевых значений сигналов в контрольной последовательности, подсчет в выходных контрольных последовательностях числа переходов из 0 в 1, подсчет в выходных контрольных последовательностях числа переходов из 1 в 0, подсчет максимального числа повторений логической 1 и подсчет максимального числа повторений логического 0. Приводится сравнительная оценка разрешающей способности тестирования модели БКУ КА для каждой из рассмотренных счетных операций. Показаны примеры совпадения интегральных оценок объема контрольной (хранимой в РВП СФКД) информации, ведущие к снижению разрешающей способности тестирования БКУ методом функций счета.

Исследование способов аппаратной реализации синдромного тестирования БКУ сводилось к построению максимально простых (конфигурационная функция аппаратного уровня  $q = 2$ ) архитектур РВП СФКД, обеспечивающих распознавание одиночных константных неисправностей в высокоинтегрированных подсистемах БКУ не-зависимо от системы логико-арифметических уравнений, описывающих функции тестируемой подсистемы.

В методе сигнатурного анализа была рассмотрена возможность построения сигнатурного анализатора БКУ непосредственно в РВП СФКД. При этом модуль памяти, обеспечивающий хранение эталонных сигнатур также было предложено реализовать на базе выделенного фрагмента РВП СФКД без задействования внешних (относительно РВП) запоминающих устройств.

Особое внимание в работе было уделено анализу событий с равновероятностными параметрами идентификации состояния БКУ «исправно–неисправно» на его всех условных аппаратных уровнях. Для компенсации идентификационных коллизий предложено использовать сверточные и корреляционные коэффициенты, масштабирующие шкалу асимптотической оценки вероятностей состояния БКУ КА.

В среде ModelSim приводятся результаты моделирования ключевых аппаратных архитектур реконфигурируемой СФКД БКУ КА для каждого из рассмотренных методов компактного тестирования.

### **К ВОПРОСУ СОЗДАНИЯ УНИФИЦИРОВАННЫХ АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫХ ПЛАТФОРМ УПРАВЛЕНИЯ ИСПЫТАТЕЛЬНЫМИ СТЕНДАМИ ДЛЯ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ КА**

**Л.В. Савкин**

**android4.1@mail.ru**

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Вопрос создания унифицированных аппаратно-программных платформ управления испытательными стендами (ИС) для наземной отработки КА носит вполне естественный и актуальный характер ввиду следующего ряда факторов.

Во-первых, анализ известных на сегодняшний день систем управления (СУ) испытательными стендами (ИС) показывает, как правило, сравнительно ограниченный набор функций, реализуемых чаще программными и реже аппаратными средствами, которые требуются от СУ. Более того, на практике при «разработке с нуля» наиболее кри-

тичным является вопрос выбора интерфейса обмена данными и протокола информационного взаимодействия между управляющим и исполнительными устройствами, нежели небольшая разница между требуемым от СУ ИС общим количеством базовых функций или операций.

Во-вторых, доминирующее большинство СУ ИС требуют для своей аппаратной реализации единственную микроконтроллерную схему, в которой, в зависимости от выбранного типа микроконтроллера, всегда можно предусмотреть как увеличение числа контуров управления, так и изменение типа интерфейса. При этом понятно, что в последнем случае речь идет о выборе такого микроконтроллера, в котором можно будет предусмотреть использование различных типов интерфейсов обмена данными с оконечными (исполнительными) устройствами, информационно-измерительными, в том числе.

В-третьих, анализ доступной номенклатуры электронной компонентной базы (ЭКБ) показывает существующий уже более двадцати лет весьма широкий набор отечественных и зарубежных микроконтроллеров, способных полностью удовлетворить тем техническим и функциональным требованиям, которые предъявляются сегодня к большинству микроконтроллерных СУ ИС.

В-четвертых, программные интерфейсы управления ИС, разрабатываемые на языках высокого уровня, для типовых СУ ИС очень часто претерпевают незначительную модификацию, оставляя при этом базовые наборы опций управления постоянными.

В-пятых, наличие унифицированных аппаратных средств управления ИС позволит в большинстве случаев корректировать лишь программное обеспечение микроконтроллеров, оставляя при этом принципиальную электрическую схему модулей и блоков управления без существенных изменений.

В завершении доклада приводятся результаты проработки структурных и функциональных схем возможных унифицированных аппаратно-программных платформ управления ИС. Основной акцент при этом сделан на реализацию СУ ИС на отечественной ЭКБ, где в качестве центрального звена выступают микроконтроллеры российского производства.

## **РАДИАЦИОННАЯ ГАЗОВАЯ ДИНАМИКА СПУСКАЕМОГО АППАРАТА STARDUST**

**С.Т. Суржиков**

**surg@ipmnet.ru**

Институт проблем механики им. А.Ю.Ишлинского РАН

Подробный обзор предполетных экспериментов и данных по реконструкции полетных данных по входу марсианского космического аппарата EDL MSL (the Entry, Descent, and Landing system of the Mars Science Laboratory), успешно доставившего марсоход Curiosity весом около 900 кг на поверхность Марса 5 августа 2012 г. представлен в работе [1: Edquist K.T. et.al JSR, 2014. Vol.51. No.4]. В указанной работе представлены результаты широкого спектра исследований, которые могут быть положены в основу дальнейшего развития достоверных инженерных методик и новых эффективных технологий. В частности, показано, что основная доля тепловой нагрузки на спускаемый космический аппарат приходится на конвективный теплообмен. Однако 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 конвективно-го, но и радиационного теплового потока.

Подробное исследование интенсивности конвективного нагрева поверхности MSL представлено в работе [2: Edquist K.T. AIAA paper 2005-4817, 2005], в которой использовался компьютерный код LAURA в трехмерном варианте. Этот код реализует численное интегрирование уравнений Навье-Стокса для неравновесного течения. Для условий марсианского входа исследовалась восьмикомпонентная смесь химически неравновесных газов ( $\text{CO}_2$ , CO,  $\text{N}_2$ ,  $\text{O}_2$ , NO, C, N, O). В расчетах применялась кинетическая модель Парка. Численное интегрирование проводилось с использованием конечно-объемного метода на структурированных сетках. Распад разрыва рассчитывался по методике Роу с TVD реконструкцией. Поверхность принималась абсолютно каталитической для компонент  $\text{CO}_2$  и  $\text{N}_2$  с их значениями в набегающем потоке 0.97 и 0.03 соответственно. Температура поверхности считалась радиационно-равновесной. В указанной статье предполагалось, что поверхность подвержена только конвективному нагреву, а радиационный нагрев мал.

Радиационный нагрев поверхности EDL MSL изучается в данной работе. 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.

Результаты расчетов сопоставляются с экспериментальными данными, полученными в процессе успешно выполненной посадки MSL на поверхность Марса [1].

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.

## ОБ ЭРОЗИОННОМ ВОЗДЕЙСТВИИ АТМОСФЕРНЫХ ЧАСТИЦ НА ТЕПЛОВУЮ ЗАЩИТУ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ «ЭКЗОМАРС-2018»

А.А. Иванков<sup>1</sup>, М.М. Голомазов<sup>2</sup>

ival@laspace.ru

<sup>1</sup> ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

<sup>2</sup> Институт автоматизации проектирования РАН

Движение десантного модуля (ДМ) проекта «ЭкзоМарс-2018» в плотных слоях атмосферы сопровождается тепловым и эрозионным воздействием со стороны частиц пыли и водяного льда, содержащихся наряду с молекулами газа в атмосфере Марса. Наличие твердых частиц в потоке газа в зависимости от их концентрации и размеров может привести к дополнительному нагреву тепловой защиты аппарата за счет передачи кинетической энергии частиц, а также к эрозионному разрушению поверхности. Поэтому при разработке системы тепловой защиты ДМ необходимо учитывать физические процессы взаимодействия атмосферных частиц с поверхностью аппарата.

В работе представлены методика и результаты расчетного определения теплового и эрозионного воздействия частиц пыли и льда при входе в атмосферу Марса и последующем спуске до момента ввода парашютной системы. В расчетах использовались данные по распределению плотности и размеров частиц пыли и льда, а также распределения по высоте плотности, температуры и давления газа, полученные с помощью

марсианской климатической базы данных – Mars Climate Database v.5.1 (Millour E. Et al., 2014).

В ходе расчетов для исследуемой точки посадки определялась траектория движения ДМ и газодинамические параметры течения газа при обтекании ДМ. Определялась конфигурация ударного слоя, рассчитывался отход ударной волны от обтекаемой поверхности, определялись распределения скорости, температуры и давления газа в ударном слое. Эти данные необходимы для определения состояния атмосферных частиц при переходе через ударную волну и их движения в ударном слое, изменения их кинетической энергии вплоть до взаимодействия с поверхностью ДМ. Определялось тепловое и эрозионное воздействие атмосферных частиц на поверхность теплозащитного покрытия (ТЗП) аппарата. Показано, что при достаточно больших концентрациях частиц их воздействие на ТЗП становится значительным и его необходимо учитывать при разработке тепловой защиты ДМ.

В качестве численного метода используется метод, являющийся развитием метода интегральных соотношений и метода прямых. Расчет конвективных тепловых потоков проводится с помощью математической модели, учитывающей результаты расчетных и экспериментальных работ, выполненных в ракетно-космической отрасли. Лучистые тепловые потоки определялись с применением Р1-приближения метода сферических гармоник и с использованием приближения локально-одномерного плоского (ударного) слоя. Представленная математическая модель и результаты расчетов могут быть использованы при разработке тепловой защиты аппаратов, спускаемых в атмосферах планет.

## НОВОЕ УСТРОЙСТВО ДЛЯ ИНИЦИИРОВАНИЯ СИСТЕМ РАЗДЕЛЕНИЯ КА И РН

**В.В. Ефанов, В.В. Горовцов**

**Vladimir\_efanov@laspace.ru**

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

С развитием области применения КА для гражданского и военного применения значительно усложнился состав и конструкция КА. Потребовалось разделить бортовой комплекс КА на комплекс научной аппаратуры (КНА) и комплекс служебных систем (КСС).

Важными компонентами КСС являются агрегаты и устройства бортовой пироматматики, которая, в силу обладания очень большой удельной мощностью и быстрым действием, малыми габаритами и массами, не имеет конкурирующих конструкций, основанных на других принципах действия.

До середины 70-х годов 20-го века в конструкции агрегатов пироматматики в основном применялись агрегаты с использованием порохов или пиротехнических смесей.

Взрывчатые вещества применяли очень ограниченно, в виде разрывных болтов, в силу сложности технологии получения миниатюрных зарядов.

С конца 70-х годов 20-го века «НПО им. С.А. Лавочкина» совместно с СКТБ «Технолог» были разработаны детонационные устройства в виде детонационных замков и трансляторов для передачи детонационного импульса, детонационные ножи, обладающие более совершенными характеристиками по сравнению с пиротехническими агрегатами.

Для КА тяжелые колеса ~ 2...5 тонн, в плоскости разделения которых с ПХО РН действуют значительные силы ~ 50...120 тонн, которые обычно распределяют на несколько замков – 8...12 штук.

В этом случае возникает проблема надежного их инициирования, а также одновременность их задействования.

Если использовать замки с индивидуальными детонаторами, то потребуется 8...12 кабелей; каждый замок необходимо обеспечить телеметрическими ячейками контроля целостности мостиков ЭД, а затем и обеспечить контроль подачи команды на каждый из 16...24 мостиков.

С использованием принципа инициирования замков с помощью неразрушаемых трансляторов детонации (транеров) количество ЭД можно свести всего к двум; в этом случае резко упрощается кабельная сеть, система подачи команд и, как следствие, повышается надежность КА.

При конструировании трансляторов необходимо решить несколько проблем:

- обеспечить высокую степень надежности при срабатывании транеров;
- обеспечить высокую степень надежности передачи и приема инициирующего импульса от транера к замку и от замка к следующему транслятору;
- обеспечить локализацию продуктов взрыва во внутренней полости замков и трансляторов;
- обеспечить минимальную погонную массу транслятора.

Одна из первых конструкций транслятора была выполнена с использованием жестких титановых труб с центровкой детонационного заряда по оси трубы с помощью специальных пластмассовых сухарей.

Трансляторы показали отличные результаты и практически были применены на КА «Венера 13» и «Венера 14».

При дальнейшем усовершенствовании трансляторов была разработана конструкция трансляторов с использованием стальной нержавеющей трубы с наружным диаметром 4 мм, с толщиной стенки 0,8...1 мм.

Детонационный шнур изготовлен из эластичного взрывчатого вещества (ЭВВ) диаметром 0,5...0,7 мм.

На концах стальной трубы после определения необходимого размера устанавливались наконечники с усилителем детонации.

Для повышения надежности передачи детонационного импульса вокруг конца шнура на длине ~ 5 мм устанавливается заряд специального состава, который при срабатывании обжимает шнур транслятора, создавая в нем ударную волну, способную возбудить детонационный процесс в шнуре транслятора, кроме этого, прессуются еще два дополнительных заряда.

Наконечники транслятора с помощью накидных гаек стыкуются к замкам через алюминиевую прокладку, которая обеспечивает герметичность внутренней полости замков и трансляторов при их срабатывании, что препятствует выбросу продуктов взрыва в окружающее пространство транеров и замков.

## РАЗВИТИЕ ДЕТОНАЦИОННЫХ СИСТЕМ РАЗДЕЛЕНИЯ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**В.В. Ефанов, В.В. Горовцов**

**Vladimir\_efanov@laspace.ru**

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Развитие ракетно-космической техники неразрывно связано с историей становления науки и техники человечества.

Значительные успехи в фундаментальных науках физики, химии металлургии позволили достичь удивительных технических достижений в космической технике.



В наше время космические аппараты представляют собой сложнейший комплекс научных приборов и служебных систем КА, обеспечивающих их функционирование на орбите.

Одними из основных аппаратов и устройств служебных систем являются исполнительные агрегаты пироавтоматики КА, которые обеспечивают выполнение множества операций, как например: отделение КА от РН, раскрытие солнечных панелей, приведение в рабочее состояние антенн, звездных датчиков и т.д.

Из этого перечисления видна исключительно важная роль этих агрегатов и устройств, так как отказ одного из них приведет к срыву научной или боевой задачи КА.

Системы разделения КА срабатывают на конечном этапе вывода на рабочую орбиту, и их надежность должна иметь высочайший уровень.

Пирозамки в течение приблизительно 50-ти лет были наиболее распространенными точечными средствами разделения.

К недостаткам пирозамков, выполненных на основе шарикового запорного устройства или с вкладышами-сухарями, следует отнести их относительную сложность и многодетальность.

Разрывные болты с использованием бризантных кристаллических взрывчатых веществ имеют очень простую конструкцию, но обладают существенным недостатком – имеет место выброс в окружающую среду осколков и продуктов взрыва.

Первыми детонационными системами разделения, созданными в НПО им. С.А. Лавочкина, были системы на удлиненных кумулятивных зарядах кристаллических ВВ. Они успешно использовались на КА серий «Марс» и «Венера».

Нашим предприятием в творческом содружестве с СКТБ «Технолог» на основе исследования эластичных ВВ разработан ряд детонационных разрывных замков с усилием разрыва от 30 кН до 250 кН.

Конструкция этих замков защищена авторскими свидетельствами и патентами. Эти замки просты в изготовлении, состоят из четырех основных деталей: корпуса из титанового сплава, поршня, обеспечивающего разрыв «шейки» штока, связывающего разделяемые части КА, рабочего заряда, экструдированного в корпус и инициирующего устройства (детонатор).

Детонационный замок обладает меньшей массой, более высокой надежностью по сравнению с пирозамками.

Детонационные замки можно встраивать в кольцевую систему инициирования с использованием всего двух детонаторов.

Дальнейшее усовершенствование детонационных замков обеспечило восприятие боковых нагрузок в разделяемом стыке, что позволило отказаться от шпилек, несущих боковую нагрузку, и при срабатывании детонационных замков получается «гладкий» стык.

В НПО им. С.А. Лавочкина разработан целый ряд детонационных замков с усилием разрушения 3; 5,5; 11; 17 тонн, прошедших местные испытания с положительными результатами.

# ИССЛЕДОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ ЛУНЫ С ПОМОЩЬЮ ДЕВЯТОГО КОЛЕСА ЛУНОХОДА И РАЗВИТИЕ ЭТОГО МЕТОДА (НОВЫЕ ДАННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЙ)

А.Ф. Батанов<sup>1</sup>, Ю.А. Хаханов<sup>2</sup>

yury@hahanov.ru

<sup>1</sup>Специальное конструкторско-технологическое бюро

<sup>2</sup> РАКЦ

Уникальность проекта Лунохода-1 и Лунохода-2 не только в том, что получена пионерская научная информация, многое из которой опубликовано, но и в том, что дальнейшее изучение проекта открывает новые возможности по совершенствованию научной аппаратуры и углубленному изучению многих вопросов, в частности, поверхностного слоя Луны.

В данном докладе будут рассмотрены некоторые новые аспекты сравнительного анализа результатов, полученных с помощью девятого колеса Лунохода в процессе наземной отработки и при эксплуатации на Луне. Девятое колесо было установлено на самоходное шасси (СШ) Лунохода для решения следующих задач:

- определение расстояний, пройденных СШ;
- оценка буксования колес, что является важной информацией о характере взаимодействия мотор – колеса с грунтом.

На базе дальнейших работ и анализа результатов эксплуатации СШ на Луне были выявлены новые возможности по сбору информации с помощью девятого колеса, а именно:

- более точного сбора информации о поверхностном слое Луны (эти данные не могли получить с использованием штампа ПрОП, так как он внедрялся в грунт) и при этом впервые получили уникальную статистическую оценку (данные регистрировались на расстоянии нескольких десятков км. ) ;

- возможность выяснить прочностные характеристики микронеровностей на поверхности Луны, используя контактный метод, и некоторые другие параметры;
- выявлены исходные данные для развития данного метода и создания нового.

В процессе наземной отработки ПрОП был выполнен следующий комплекс работ:

- проверка метода, отработка методики определения расстояний пройденных СШ, точность работы;
- проверка принципиальных схемных решений ПрОП и обеспечение надежности работы;
- оценка взаимодействия девятого колеса с грунтом (вид поверхности, влияние формы и величины грунтозацепов на повышение сцепных свойств) и др.
- В докладе приведены результаты испытаний девятого колеса при имитации условий лунной силы тяжести, технические характеристики, и показан новый, ранее не опубликованный, иллюстративный материал.

Именно эти испытания позволили обоснованно расшифровать информацию с девятого колеса и сделать ее количественную оценку.

Представлены предложения по развитию метода решения указанных задач и описаны новые устройства реализации, которые используются непрерывно или циклически в процессе движения СШ.

Выполнен сравнительный анализ технических данных по этим устройствам.

Предлагаются дополнительные функции устройств, которые значительно увеличивают их информативность. Достаточно убедительно показана целесообразность продолжения работ над методами и устройствами сбора информации о грунтах поверхностей планет для прогнозирования проходимости планетоходов.

## ОБЛИК КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ГРАВИТАЦИОННЫХ ВОЛН МЕТОДОМ ЛАЗЕРНОЙ ИНТЕРФЕРОМЕТРИИ

**В.К. Сысоев<sup>1</sup>, А.Д. Юдин<sup>1</sup>, А.О. Дмитриев<sup>1</sup>, А.А. Барабанов<sup>1</sup>, И.В. Москатиньев<sup>1</sup>,  
В.К. Милюков<sup>2</sup>, А.И. Кузин<sup>3</sup> sysoev@laspace.ru**

<sup>1</sup>ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

<sup>2</sup>ГАИШ МГУ

<sup>3</sup>ФГУП ЦНИИмаш

В настоящее время рассматривается создание новых физических инструментов в Космос на основе кластерных систем – космических аппаратов, размещенных на большом расстоянии, выполняющих роль единого физического прибора, позволяющих за счет большой инструментальной базы производить высокоточные измерения, не осуществимые на Земле или отдельном космическом аппарате.

Наиболее ярким проектом такой системы является планируемый космический эксперимент LISA – лазерный космический интерферометр на трех космических аппаратах с базой 5 млн км с точностью 0,1 нм для исследования гравитационных волн.

В данной работе ГАИШ МГУ предлагает создать лазерный интерферометр на четырех космических аппаратах около Земли с базой 100...200 тыс. км. Такая четырехточечная схема позволит увеличить точность измерений. Для реализации этого эксперимента рассмотрена компоновочная схема космических аппаратов, схема выведения их на рабочие орбиты.

Рассмотрена компоновка лазерных интерферометров на базе малых космических аппаратов НПОЛ «Карат» и компоновка таких четырех аппаратов на разгонном блоке «Фрегат». Показано, что реализация необходимых характеристик космических аппаратов и наземных средств достаточна на основе имеющихся электродвигателей, систем управления, высокоточных систем измерения.

## ОЦЕНКА ПРОГНОЗА ВЛИЯНИЯ ДИНАМИКИ КОЛЕБАНИЙ «ЛУНОХОДА-1» НА УПРАВЛЕНИЕ САМОХОДНЫМ ШАССИ (МНЕНИЕ ИССЛЕДОВАТЕЛЯ)

**Ю.А. Хаханов**

**yury@hahanov.ru**

РАКЦ

В процессе отработки шасси планетоходов (Луноход-1, Луноход-2) одним из направленных было исследование на ходовых макетах динамики колебаний самоходного шасси (СШ) при преодолении им различных препятствий для изучения следующих проблем:

- получение реальных траекторий перемещения центра масс планетоходов при преодолении СШ различных препятствий (траншея, гряда камней, кратер, отдельные камни и т.д.);
- динамика угловых и линейных колебаний;
- исследование процесса взаимодействия движителя с грунтом препятствия при заданных сочетаниях элементов препятствий и рельефа местности (склон, уклон и т.д.);
- разработка методик преодоления указанных препятствий и их сочетаний;

- прогнозирование работы системы дистанционного управления Луноходом (СДУ);
- изучение циклограммы энергопотребления СШ в целом и отдельно каждым колесом.

При этих исследованиях использовался метод, суть которого состоит в имитировании натурального веса планетохода и реальных моментов инерции относительно центра масс. Для этого были созданы несколько вариантов ходовых макетов в составе:

- штатная ходовая часть (мотор – колеса, рама, блок управления
- шасси – БАШ);
- имитатор реальных моментов инерции Лунохода-1.

При испытаниях ходовой макет двигался по грунтам – аналогам, препятствиям и рельефу местности, имитирующим натурные, для формирования принципов работы СДУ исходя из требований обеспечения проходимости СШ без аварийных ситуаций.

Несколько по-другому проводились наземные испытания системы СДУ луноходом на полигоне (под Симферополем). Объектом испытаний был ходовой макет – штатные ходовая часть СШ, СДУ, рельеф местности на полигоне.

При проведении тренировок экипажа дистанционного управления СШ регистрировалось много параметров. В связи с некоторыми обстоятельствами на СШ моменты инерции не имитировались, и соответственно процесс движения и особенно преодоление различных препятствий существенно отличались от реальности.

Экипажи СШ не смогли наблюдать и получить опыт поведения СШ в таких условиях. Кроме того необходимо отметить также следующее: разработчики СШ, имитируя для испытаний моменты инерции планетохода, не имитировали крайние габариты солнечной батареи (СБ), которые значительно превышали габариты длины СШ. С учетом вышесказанного аварийная ситуация: «Возможен захват СБ грунта с поверхности Луны» не была отработана, что для Лунохода-2 имело катастрофические последствия.

В докладе приводится большой фактический материал по изучению динамики процессов поведения СШ на основе опыта автора, как участника работ по экспериментальным исследованиям при наземной обработке СШ и натурной эксплуатации Лунохода. Чтобы повысить надежность работы при создании планетоходов нового поколения необходимо учитывать выявленные недостатки.

## ПЕНЕТРАТОРЫ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ ДЛЯ ПЛАНЕТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

**А.В. Багров<sup>1,2</sup>, В.А. Леонов<sup>1</sup>, В.К. Сысоев<sup>2</sup>**      **abagrov@inasan.ru**

<sup>1</sup> ФГБУН Институт астрономии РАН

<sup>2</sup> ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Доставка на тела солнечной системы исследовательской аппаратуры обычно обеспечивается режимом «мягкой посадки», при котором осуществляется торможение КА от подлетной скорости до нуля. Торможение требует больших затрат топлива и использования тормозных двигателей большой тяги. Предлагается использовать для доставки научной аппаратуры пенетраторы – устройства, предназначенные для «жесткой» посадки без торможения. Скоростные пенетраторы нового поколения могут обеспечить сохранность и работоспособность любой аппаратуры за счет исключения каких бы то ни было подвижек между элементами аппаратуры путем заполнения всех свободных промежутков высокопрочным материалом. Возникающие при ударном торможении перегрузки не деформируют пенетратор, а передаются на мишень, что приводит к расходованию кинетической энергии пенетратора на разрушение вещества мишени в области контактного взаимодействия. После завершения ударного торможения

высокопрочный материал заливки удаляется из доставленной аппаратуры путем сублимирования. Если в качестве наполнителя использовать водяной лед при криогенных температурах (ниже 170 К) в форме Ic, то прочность пенетратора окажется выше прочности любых космических тел. Структура льда Ic подобна алмазу: при высокой прочности наполнителя из него, допустимая скорость удара может достигать до скорости звука в криогенном льде, т.е. до 4.5...5 км/с. В большинстве случаев космических перелетов скорости сближения миссий с исследуемыми телами ниже этой скорости.

В том случае, если скорость сближения КА с небесным телом выше 5 км/с, предложена немного другая конструкция пенетратора. В гиперскоростном варианте пенетратор должен быть дополнен выступающим вперед по направлению движения стержнем. В точке ударного взаимодействия стержень и мишень испытывают ударное разрушение (до полного испарения и ионизации испаренного вещества), на которое расходуется кинетическая энергия ударника. При этом вдоль стержня, со скоростью распространения звука в нем, на хвостовик пенетратора передается тормозящая сила. Длину и прочность стержня можно рассчитать так, чтобы при контактом взаимодействии хвостовика пенетратора с мишенью его скорость была понижена до 5 км/с или ниже. После этого хвостовик пенетратора будет взаимодействовать с космическим телом, как описано выше, а после сублимации его наполнителя доставленная им научная аппаратура примет рабочее состояние. Принципиальных ограничений на скорость встречи гиперскоростного пенетратора с мишенью нет. Это позволяет проводить исследование малых тел Солнечной системы во время пролета мимо них межпланетных КА путем сброса пенетраторов.

## **РЕЗУЛЬТАТЫ ВИЗУАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ СЛОЕВ МАРСИАНСКОГО ГРУНТА МЕТОДОМ ИХ СРАВНЕНИЯ С ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫМИ ИСПЫТАНИЯМИ АНАЛОГОВ НА ЗЕМЛЕ**

**Ю.А. Хаханов**

**yury@hahanov.ru**

РАКЦ

В данном докладе впервые приводятся неожиданные результаты визуальных исследований слоев марсианского грунта (глубиной около 0,4 м) методом сравнения с результатом наземных испытаний колес СШ (самоходного шасси Лунохода-1) на грунтах — аналогах на Земле.

В процессе многочисленных исследований разного типа колес СШ планетоходов, реализующих несколько способов движения, изучались следующие проблемы:

- процессы взаимодействия движителя с грунтом;
- вопросы опорной и профильной проходимости СШ;
- эффективность конструктивной конфигурации колес по выбранным критериям: максимальное тяговое усилие при минимальном весе и максимальной жесткости;
- вопросы выбора способа реализации функции движения при минимальных энергозатратах;
- степень буксования колес и взаимосвязь с механическими свойствами слоев сыпучих грунтов по глубине залегания.

Наземные исследования отдельных колес СШ проводились в грунтовом канале закрытого полигона с использованием разных грунтов: кварцевый песок, аглопорит, пемза, вулканический песок. Испытания СШ в целом проводились на трассах закрытых и открытых полигонов (на Камчатке и в Средней Азии), где грунты были в естественном залегании. Одновременно, в соответствии с программами и методиками, прово-

дидлись автономные исследования свойств грунтов на разном рельефе, а также изучались параметры опорной и профильной проходимости СШ на разных режимах. Особое внимание уделялось критичным режимам с предельными значениями тягового усилия, буксования и их связи с типом грунта, рельефом местности. Технические данные регистрировались. На указанной научно-технической базе можно весьма уверенно провести сравнительный анализ свойств слоев грунта в указанных районах марсианской поверхности и грунтов земных аналогов.

В докладе представлен детальный анализ прогноза параметров марсианского грунта и земного аналога. Большую информацию дает визуальный осмотр местности, формы и траектории колеи марсохода, слоев грунта в месте заглупления колеса, характерных линий стекания сыпучего грунта, образовавшейся воронки, облегания грунта вокруг элементов конструкции колеса. Аналогичные исследования автор провел по фотографии ситуации, когда колесо СШ (ходовой макет Лунохода-1) погрузилось в грунт в процессе полного буксования. Проведенный сравнительный анализ показывает удивительную схожесть расположения слоев грунта вокруг колес на фотографиях, сделанных на поверхности Марса и на Земле. А так как при испытании на Земле были получены все физико-механические характеристики грунта, на котором проводились испытания колес, то весьма обоснованно сделан прогноз о схожести слоев грунта и близости их характеристик на Земле и Марсе в указанных районах.

В докладе приведены много интересных данных, которые будут полезны новому поколению разработчиков, изучающих проблемы создания оптимальных инопланетных транспортных систем.

### **ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТРАЕКТОРИИ РБ «ФРЕГАТ» ПРИ КЛАСТЕРНЫХ ЗАПУСКАХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**И.М. Морской, А.В. Симонов,  
В.С. Добровольский**

**[alex.simonov@laspace.ru](mailto: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 (РБ). Также необходимо выполнить ограничения по уровню загрязнения отделенного спутника продуктами работы как маршевого двигателя на последующих активных участках, так и двигателей системы ориентации и стабилизации РБ. В случае отделения нескольких КА на одной или пересекающихся орбитах требуется обеспечить отсутствие опасных сближений и соударений отделенных 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 51 осуществленного на настоящий момент запуска на целевые орбиты были выведены по четыре и более спутников. Сегодня разрабатываются траектории для одновременного выведения до 100 космических аппаратов.

**СТРАТЕГИЯ ПОСТЕПЕННОГО ОСВОЕНИЯ ЛУННЫХ РЕСУРСОВ****А.В. Багров<sup>1,2</sup>, В.А. Леонов<sup>1</sup>,  
В.К. Сысов<sup>2</sup>****abagrov@inasan.ru**<sup>1</sup> ФГБУН Институт астрономии РАН<sup>2</sup> ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Освоение космоса предполагает активное участие в нем космонавтов. На этапе освоения космоса должны быть полностью решены все вопросы адаптации людей к условиям работы в космической обстановке. Следовательно, освоение космоса будет иметь место только после завершения большого цикла целенаправленных исследований в реальных условиях космоса. Наиболее перспективным объектом колонизации представляется Луна в силу ее наибольшей доступности по сравнению с другими телами Солнечной системы. Только на Луне могут быть обеспечены условия полной защиты обитаемых помещений от космической радиации и созданы условия для развертывания экологически замкнутых объемов для воспроизводства продуктов питания в оранжереях.

Подготовка к этим этапам колонизации Луны должна начинаться с формирования системы помещений-убежищ для космонавтов, причем они должны быть построены и протестированы еще до проведения пилотируемых экспедиций. Доставка на Луну готовых помещений непосредственно с Земли – слишком дорогое и энергетически затратное предприятие. Представляется более целесообразным доставка на Луну в область планируемых посадок пилотируемых миссий строительных роботов, которые исключительно из местных материалов и использовании солнечной энергии будут строить монолитные здания. Это должны быть 3-D принтеры, которые сфокусированными с помощью вогнутых пленочных зеркал будут сплавлять мелкодисперсный материал лунной поверхности (реголит, дробленый базальт) в монолитную структуру помещения любой архитектурной сложности. Оценки показывают, что в фокусе пленочного зеркала диаметром 4 метра можно вести непрерывную переплавку местного материала со скоростью 10 г/сек. В течение лунного дня наплавленная масса составит 10 тонн, что при плотности базальта 2,5...3,0 т/м<sup>3</sup> будет эквивалентно 3,4... 4,0 м<sup>3</sup> кладки. Во время лунной ночи 3-D принтер работать не будет, но после восхода Солнца он опять сможет продолжать свою работу. В течение года только один принтер сможет сформировать помещение с массой оболочки 120 тонн (число принтеров может быть определено запланированным уровнем строительных работ). Программа работы 3-D принтера может предусматривать как многолетнее строительство ансамбля помещений различного назначения, так и наращивание на готовых постройках защитного слоя. Толщина защитного слоя размером 5 м эквивалентна защитным свойствам земной атмосферы от космической радиации. Монолитные постройки будут состоять из газонепроницаемого вещества. Космонавтам останется только вмонтировать в готовые проемы герметично закрываемые люки и подключить к помещениям системы жизнеобеспечения.

Стратегия постепенного освоения лунных ресурсов должна строиться на реальных возможностях подготовки пилотируемых экспедиций. Они вряд ли будут осуществлены в ближайшее десятилетие. Но за это время, без малейшего риска для космонавтов, с использованием легких автоматических 3-D принтеров можно создать первичную инфраструктуру для долговременной работы космонавтов на Луне и для размещения на ней оборудования для следующих этапов исследований и колонизации. В частности, оборудования для проходки тоннелей с целью создания помещений произвольных объемов для производственных целей в сейсмически безопасных недрах Луны.

### **СПЕЦИФИКА ОКОЛОКРУГОВЫХ ОРБИТ ОКОЛОЗЕМНЫХ КА РАДИОЛОКАЦИОННОГО МОНИТОРИНГА ЗЕМЛИ**

**А.Е. Евграфов, В.Г. Польш**

**polvlad@laspace.ru**

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Полет околоземных космических аппаратов традиционно принято представлять кеплеровой орбитой, при этом сами текущие координаты и скорости КА подразумеваются вторичными характеристиками и рассчитываются по кеплеровым элементам особо как дополнительные. Однако в некоторых случаях применения околоземных КА описание движения КА кеплеровыми элементами не всегда соответствует выполняемым ими задачам.

Поэтому в таких случаях для описания движения КА приходится переходить к принятому в механике динамическому представлению движения тела текущим вектором состояния при аргументе время. Такое представление, в частности, необходимо для решения различных задач радиолокационного космического мониторинга земной поверхности. Эти задачи решаются как одиночными КА, так и несколькими аппаратами, совершающими согласованный полет в заданных пространственных конфигурациях. Специфическим и общим для таких задач является необходимость координатного описания отдельных участков и самой фактической низковысотной траектории КА-носителя РСА как целого с весьма высокой точностью.

Полет околоземных космических аппаратов всегда подвержен существенному влиянию различных возмущающих воздействий. В результате традиционное описание движения КА кеплеровыми оскулирующими элементами оказывается ненаглядным и косвенным. Как следствие, появляется целесообразность замены традиционного описания иным и таким, которое непосредственно и точно отражает специфический характер пространственного движения КА-носителя РСА.

В докладе рассматривается альтернативное описание траектории движения околоземного КА, использующее решение линеаризованных дифференциальных уравнений движения околокругового ИСЗ. В правых частях указанных уравнений используется спектральное представление возмущающих воздействий. Это позволило получить аналогичное спектральное представление компонент вектора состояния КА и анализировать их поведение в случаях воздействия отдельных составляющих спектра ускорений. Полученные результаты использованы для определения состава возмущений реальной низковысотной орбиты и вызываемых ими изменений текущих координат КА. Показана возникающая при этом реальная форма траектории КА и ее варианты. Приводится пример управления движением НВО КА космического мониторинга с целью приближения его траектории к максимально круговой и ее использования.

### **НОВЫЙ СПОСОБ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО КОНТРОЛЯ ЗАПЫЛЕННОСТИ СОБСТВЕННОЙ ВНЕШНЕЙ АТМОСФЕРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ТЕПЛО ВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ**

**Н.Н. Иванов, А.Н. Иванов,  
Е.А. Иванова**

**Ivanov\_n\_n@laspace.ru**

Земная пыль, доставленная КА на орбиту, загрязнения от самого КА, во время его активного существования в космосе (летучие компоненты красок, герметиков, клеев, те-



плопроводных паст, их шелушение, образование пузырей, отслоения от корпуса, протечки компонента, например, из двигателей ориентации и т.д.), загрязняют, осаждаются и конденсируются на холодных поверхностях, оптику приборов, зеркала, солнечные батареи, искажают показания датчиков и результаты измерений, изменяют характеристики экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) и т.д.

На Земле размеры частиц и капель, которые витают в воздухе помещений и в вакуумных камерах с открытыми люками соответствующих институтов и НПО, принадлежат интервалу, который охватывает четыре порядка величин  $d_s \approx (10^{-2} - 10^2)$  мкм. Из сказанного следует, что чистота КА, тепловакуумных камер, помещений, в которых проходит сборка и отработка КА, должна постоянно находиться под пристальным вниманием и контролем специалистов.

В настоящей работе, выполненной в НПО им. С.А. Лавочкина, дается описание нового способа автоматизированного контроля запыленности собственной внешней атмосферы КА при тепловакуумных испытаниях (на способ получено положительное решение ФИПС). При этом помещенный в вакуумную камеру КА оснащают емкостными аспирационными датчиками с фильтрами известной массы и проходного сечения. Емкостные аспирационные датчики (ЕАД), в каждом из которых смонтированы разделенные фильтром идентичные носовой и кормовой лопастно-цилиндрические конденсаторы, закрепляют в заданных точках на корпусе КА и подсоединяют к многоканальному блоку электроники, электронным расходомерам и вакуумной линии откачки с мобильными вакуумными насосами. Каждый ЕАД соединен с экранированным, заземленным, настроенным в резонансный режим колебательным контуром многоканального блока электроники, причем резонансные кривые выведены на дисплеи измерительных приборов многоканального модульного блока электроники. Работает система, выполненная по данному способу, следующим образом. По команде от таймера начинается вакуумирование вакуумной камеры и всасывание запыленного струй воздуха в контрольных точках КА в заборные полости ЕАД. Запыленный воздух изменяет диэлектрическую проницаемость и емкость носовых лопастно-цилиндрических конденсаторов ЕАД, вследствие чего изменяются резонансные кривые колебательных контуров и отображения резонансных кривых на дисплеях измерительных приборов многоканального блока электроники. Далее, восанный запыленный воздух фильтруется с осаждением пыли на пористом фильтре и отфильтрованным проходит в кормовые лопастно-цилиндрические конденсаторы ЕАД, не изменяя диэлектрическую проницаемость и емкость этих кормовых конденсаторов, вследствие чего не изменяются резонансные режимы колебательных контуров и отображения резонансных кривых на дисплеях измерительных приборов многоканального модульного блока электроники. Продолжая движение, отфильтрованный воздух проходит аэродинамически спрофилированные конфузоры ЕАД, электронные расходомеры, постоянно регистрирующие расход этого воздуха, и по вакуумной линии откачки и мобильным вакуумным насосам сбрасывается в атмосферу.

По окончании тепловакуумных испытаний, анализируют информацию, записанную измерительными приборами многоканального модульного блока электроники и решают вопрос об остаточной запыленности или чистоте в собственной внешней атмосфере космического аппарата. Разобрав ЕАД и измерив привес пыли на фильтрах с известным проходным сечением, используя данные по суммарному объемному расходу отсосанного воздуха, времени вакуумирования вакуумной камеры, определяют средние значения за время тепловакуумных испытаний массовой концентрации пыли и плотности потока массы пыли, взвешенной в контрольных точках собственной внешней атмосферы космического аппарата, проводят микрофотографический анализ пыли.

### ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ» ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Е.В. Дикун, А.Ю. Колобов

dev@laspace.ru

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Универсальный разгонный блок (РБ) «Фрегат» используется в составе ракет космического назначения среднего и тяжелого классов:

- для выведения космических аппаратов (КА) на опорные орбиты искусственного спутника Земли;
- выведения космических аппаратов с опорной орбиты на высокоэнергетические орбиты, в том числе на геостационарную и геопереходную;
- разведение космических аппаратов по рабочим орбитам в случае группового запуска;
- ориентации и стабилизации головного блока на пассивном и активном участках полета;
- увод РБ с рабочей орбиты выводимого КА.

Разработаны и используются три модификации РБ «Фрегат»:

- базовая, используемая с ракетами среднего класса *Союз-2*, *Союз-ФГ*, *Союз-У*;
- со сбрасываемыми баками, под названием «Фрегат-СБ». Эта модификация предназначена для ракет среднего и тяжелого классов, например для РН «Зенит-3SLБФ»;
- модификация «Фрегат-МТ», предназначенная для запусков с космодрома Куру.

В обеспечение выполнения требований надежности было проведено нормирование надежности составных частей РБ с учетом их сложности и ответственности. Объем наземной отработки был согласован с головными организациями отрасли и определялся комплексной программой экспериментальной отработки (КПЭО).

Мероприятия по обеспечению надежности были определены программой обеспечения надежности (ПОН).

Выполнение ПОН и КПЭО в полном объеме позволило обеспечить заданную надежность разгонного блока «Фрегат».

Было подтверждено выполнение требований к следующим показателям надежности КРБ «Фрегат» и «Фрегат-СБ»:

- вероятности сохранения работоспособного состояния РБФ в течение не менее 2-х суток по штатной циклограмме полета;
- коэффициенту готовности РБФ в условиях хранения (с учетом профилактического обслуживания) при поступлении команды на подготовку к запуску;
- вероятности подготовки РБФ к пуску из соответствующей готовности за заданное время;
- гамма-процентному ресурсу РБФ при выведении и в полете с учетом запаса.

Подтверждение требований надежности проводилось расчетными и расчетно-экспериментальными методами по методикам разработки 4 ЦНИИ МО (для первых трех из вышеперечисленных параметров) и ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» (для гамма-процентного ресурса).

В качестве априорных оценок принимались оценки надежности по результатам наземной экспериментальной отработки РБ «Фрегат».

Оценки надежности проводились по всем состоявшимся испытаниям РБ, за исключением незачетных.

Незачетными отказами считались отказы, обусловленные:

- нарушением правил эксплуатации;

– воздействием возмущающих факторов (силовых воздействий, ошибочных команд и др.) со стороны РН, обтекателя и т.п.

При оценке надежности РБ «Фрегат» учитывались пуски всех трех модификаций РБ. В связи с тем, что РБ «Фрегат-СБ», в отличие от РБ «Фрегат», содержит дополнительные устройства разделения и сбрасываемые баки (т.е. является более сложным изделием), полученные оценки имели заниженные (т.е. с запасом по надежности) значения.

Оценки показателей надежности показали, что все требования, предъявляемые ТТЗ к надежности РБ «Фрегат» и «Фрегат-СБ» выполнены.

## **СИЛОВОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ НА ЦИЛИНДРИЧЕСКУЮ КОНСТРУКЦИЮ С ВОЛНИСТОЙ БОКОВОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ**

**С.И. Шматов, А.С. Мордвинкин**

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

На современных космических аппаратах (КА) нередко присутствуют узлы и агрегаты с неоднородными поверхностями. Наличие неоднородностей может заметно сказываться, в частности, на величине и характере силового воздействия солнечного излучения на КА. При этом неоднородности могут иметь регулярный (гофрированные, сетчатые поверхности) и хаотический (поверхности, покрытые ЭВТИ или абляционной теплозащитой) характер.

Поскольку задача определения влияния на силовое воздействие солнечного излучения хаотических неоднородностей является очень сложной и требует выполнения значительного объема специальных исследований, то целесообразно сначала решить эту задачу применительно к регулярной неоднородности. Одной из достаточно широко используемых регулярных неоднородных поверхностей является гофрированная поверхность, которая может иметь различные профили: дуговой, трапециевидный, прямоугольный.

В данной работе представляются результаты численного исследования силовых и моментных характеристик воздействия солнечного излучения на цилиндрическую конструкцию с гофрированной боковой поверхностью, имеющей кусочно-дуговой (волнистый) профиль.

Из этих результатов, в частности, следует, что для определенных параметров профиля гофрированной боковой поверхности и определенных ориентаций относительно потока излучения отличие силовых и моментных характеристик для гофрированного цилиндра от соответствующих характеристик для гладкого цилиндра может достигать 20-30%.

Таким образом, с точки зрения повышения точности расчетов внешних силовых воздействий на КА, за счет учета влияния поверхностных неоднородностей, подобные исследования являются весьма актуальными. При этом оценка влияния неоднородностей должна производиться в каждом конкретном случае.

### СИСТЕМА ОПЕРАТИВНОГО ВЫЯВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛ КЛАССА «ЧЕЛЯБИНСКОГО БОЛИДА» НА МАЛОМ СПУТНИКЕ

А.В. Багров<sup>1,2</sup>, М.И. Кислицкий<sup>3</sup>,  
В.А. Леонов<sup>1</sup>

abagrov@inasan.ru

<sup>1</sup>ФГБУН Инстит

<sup>2</sup>ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

<sup>3</sup>КБ «Арсенал»

Задача оперативного обнаружения космических тел класса Челябинского болида приобрела национальное значение. Вместе с тем Россия не имеет технических средств для ее решения. Создавать наземный сегмент системы контроля космоса этого направления не имеет смысла, так как он принципиально не может решить данную задачу. Предлагается формировать космический сегмент системы с использованием оптических средств. Рассматривается проект малого КА с многокамерным обзором всего неба, который будет обнаруживать все тела размером свыше 10 метров, грозящие столкновением с Землей, а также все тела размером более 20 м, проходящие через околоземное пространство не далее 1.5 млн км от нашей планеты. Таранящие Землю тела будут обнаруживаться на рубеже 1.5 млн. км от Земли, а точность прогноза места падения составит единицы километров.

Конструктивно патрульный КА может быть оформлен в виде сферы, покрытой иллюминаторами, под которыми расположены телевизионные камеры. Выносная солнечная батарея должна быть размещена так, чтобы весь КА был постоянно в тени панелей, что сохранит его от температурных перепадов. КА с такой компоновкой наиболее рационально выводить на солнечно-синхронную орбиту.

Каждая телекамера на борту КА будет получать изображение одного и того же участка неба, так что выявление новых объектов в поле зрения может быть организовано через сравнение последовательных кадров. Множество движущихся через поле зрения объектов (как природных, так и искусственных) может быть распознано по общему алгоритму и использовано для поддержки службы контроля космического пространства. Часть обозреваемой небесной сферы будут занимать Земля и около-солнечная область. Тела на гелиоцентрических орбитах в близких окрестностях Земли могут иметь элонгации не менее 35°, поэтому выносная солнечная батарея не будет закрывать нужную для мониторинга часть небесной сферы. А те области, которые для спутника будет закрывать Земля, будут перемещаться по небосводу по мере движения КА по орбите. Максимальное время невозможности наблюдений в каком-то направлении для КА на солнечно-синхронной орбите составит 18 минут. Информация из направленных в сторону Земли камер может быть заблокирована для анализа, но при необходимости может быть использована для других целей и обработана другими программными средствами.



## ПРОИЗВОДСТВО КОНСТРУКЦИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

### ВАКУУМНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ МНОГОСЛОЙНЫХ ПРЕПРЕГОВ С ВЫСОКИМ СОДЕРЖАНИЕМ ПОЛИМЕРА

**В.А. Романенков,  
В.Д. Котенко, И.В. Глебов**

**Vladimir.Romanenkov@rsce.ru**

ЗАО «ЗЭМ» РКК «Энергия», Московский государственный университет леса

Многослойные препреги с высоким содержанием полимера широко используются для изготовления различных изделий аэрокосмического назначения. Применение в таких препрегах в качестве наполнителей дублированных вязально-прошивных полотен из кремнеземных или кремнеземно-капроновых тканей позволяет получать изделия с высокими механическими свойствами. Бакелитовые лаки, представляющие собой растворы фенолоформальдегидных смол (ФФС) резольного типа в этиловом спирте, которые имеют высокое значение коксового остатка (~0,5), являются практически незаменимыми связующими при изготовлении из многослойных препрегов теплозащитных покрытий космических аппаратов.

Существующая технология получения многослойных препрегов предусматривает раскрой полотен по шаблонам на заготовки, вакуумную сушку заготовок в термопечи и последующую их пропитку путем погружения в емкость с раствором связующего. Такая технология имеет ряд недостатков, основными из которых являются: большая временная протяженность процесса пропитки, невозможность управления процессом, большие технологические отходы связующего, экологическая и производственная опасность процесса, низкая культура производства и др.

Альтернативой существующей технологии является вакуумная пропитка, при реализации которой содержание полимера в многослойном препреге можно оценить по математической модели и устранить недостатки существующей технологии.

Численное моделирование вакуумной пропитки бакелитовым лаком заготовок из многослойных вязально-прошивных полотен кремнеземных и кремнеземно-капроновых тканей показало, что при одноразовой пропитке в зависимости от исходного содержания ФФС в лаке, можно обеспечить содержание смолы в препреге 25,5...32,8 мас.%. Требуемое содержание смолы в препрегах должно быть 35...50 мас.%.

Для обеспечения требуемого содержания смолы разработан и запатентован новый способ изготовления многослойных препрегов. В новом способе требуемое содержание смолы получают многократной (циклической) пропиткой заготовок из указанных полотен. Цикл состоит из вакуумной пропитки и вакуумной сушки, в процессе которой из лака удаляется определенная порция растворителя. При следующем цикле происходит замещение удаленного объема спирта лаком с последующей вакуумной сушкой и т.д. до обеспечения содержания в полотне требуемого содержания смолы.

Такая технология позволяет значительно сократить время пропитки (~ в 10 раз) и расход связующего (~ в 3...6 раз), существенно уменьшить экологическую и производственную опасность, повысить культуру производства.

По математической модели разработан и запатентован способ управления вакуумной технологией изготовления многослойных препрегов, позволяющий получать препреги с требуемыми свойствами.

### **ПОВЫШЕНИЕ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ПРИ АВТОКЛАВНОМ ФОРМОВАНИИ В НЕЙТРАЛЬНОЙ СРЕДЕ**

**В.А. Романенков,  
А.Ф. Колесниченко, М.В. Мартынов,  
В.А. Тарасов,  
М.А. Комков, Р.В. Боярская**

**Vladimir.Romanenkov@rsce.ru  
tarasov\_va@mail.ru**

ЗАО «ЗЭМ» РКК «Энергия», МГТУ им. Н.Э. Баумана

В конструкции лобового теплозащитного экрана и оболочек корпуса спускаемого аппарата (СА) пилотируемого космического корабля «Союз-ТМА» применяются композиционные материалы на основе стеклянных волокон и фенолоформальдегидного связующего. Связующее содержит в своем составе большое количество химически активных, в том числе и легко воспламеняющихся, компонентов. Формование и отверждение таких материалов производится вакуумно-автоклавным методом при повышенной температуре и давлении рабочей среды. При применении в качестве рабочей среды воздуха существует возможность протекания реакций с участием кислорода, которые негативно сказываются на физико-механических свойствах материала и создают угрозу неуправляемых реакций окисления вплоть до термоокислительной деградации материала.

Разработанная технология формования в нейтральной среде исключает возможность окисления материала, разрушения и разгерметизации вакуумных резиновых чехлов, применяемых при формовании, повышает безопасность и стабильность производственного процесса, качество и надежность изделий.

Особое внимание уделено созданию условий для обеспечения минимальных градиентов температур на изделиях при нагреве, термостатировании и охлаждении, а также обеспечении равномерного распределения связующего в материале в процессе формования.

Новизна технических решений отражена в заявке на патент (положительное решение по заявке на патент № 2014133196 от 12.08.2014 г.).

Результатом работы стало повышение уровня физико-механических характеристик теплозащитных материалов, веса, точности геометрических параметров изделий и снижение массы:

- предел прочности материала лобового теплозащитного экрана при статическом изгибе увеличился на 10 %;
- предел прочности материала лобового теплозащитного экрана при сжатии увеличился на 30 %;
- степень поликонденсации материала лобового теплозащитного экрана увеличилась на 1,5%;
- масса лобового теплозащитного экрана снизилась на 1,8 % ( $\approx 4$  кг);
- масса теплозащитной оболочки корпуса снизилась на 2 % ( $\approx 1,5$  кг);
- поверхностные и внутренние расслоения, непропрессовки и т.д. исключены.

Повышение характеристик получаемых материалов и изделий обеспечивается за счет:

- высокой точности регулирования скорости нагревания и охлаждения изделия при формовании, обеспечивающей минимальные градиенты температур на всех этапах термообработки;
- применения в качестве рабочей среды азота, исключающего возможность окислительных процессов при формовании;
- регулируемой скорости циркуляции газовой среды в автоклаве во время режима и оптимальной ориентации изделия по отношению к вектору скорости газовой среды;
- автоматизации процесса и обеспечения высокой точности поддержания технологических параметров баротермического формования.

Важнейшими факторами, обеспечившими достижение указанных результатов, является создание новой технологии производства теплозащитных покрытий в нейтральной среде и высокоавтоматизированного автоклавного комплекса, который также обеспечивает технологическую основу для производства новых перспективных изделий из композиционных материалов.

## **СОЗДАНИЕ НИЗКОТЕМПЕРАТУРНЫХ КОНСИСТЕНТНЫХ СМАЗОК НА БАЗЕ ОТЕЧЕСТВЕННОГО ПЕРФТОРПОЛИЭФИРА ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

**Е.Я. Никулин, Л.А. Семеньева,  
В.А. Романенков,  
М.Ю. Карпова**

**Vladimir.Romanenkov@rsce.ru  
las.orgsintez@mail.ru**

ООО «Завод оргсинтез ОКА», ЗАО «ЗЭМ» РКК «Энергия»

В узлах и агрегатах ракетно-космической техники применяются консистентные смазки, работоспособные в условиях глубокого вакуума и низких температур. Смазки, работающие в условиях космического пространства, должны в течение длительного времени сохранять комплекс свойств в широком диапазоне температур, иметь высокую стабильность свойств.

Основой многокомпонентных композиций, способных удовлетворить данным требованиям, является фторсодержащий полимер – перфторполиэфир (жидкость ФЭН), обладающий уникальными свойствами, такими как химическая инертность и стойкость, низкий температурный коэффициент вязкости, низкая температура застывания, низкая испаряемость, негорючесть, нетоксичность, нерастворимость во многих растворителях и воде.

Жидкость ФЭН представляет собой смесь фторированных олигомеров полиэфиров на основе тетрафторэтилена (ТФЭ). Перфторполиэфир получают путем сополимеризации ТФЭ с кислородом с последующей термообработкой и фторированием полученного интермедиата. Данный многостадийный процесс синтеза и очистки перфторполиэфира освоен в ООО «Завод оргсинтез ОКА», который является единственным отечественным производителем жидкости ФЭН с температурой застывания ниже минус 120°С.

Путем введения в жидкость ФЭН различных загустителей и добавок (таких как графит, политетрафторэтилен) могут быть получены композиции с требуемыми трибометрическими и реологическими свойствами, позволяющими использовать их в качестве смазочных материалов.

Результатами работ по созданию смазок явилось:

- разработка рецептур низкотемпературных смазок «Полифэн»;
- отработка оригинальных технологий их производства;

- изготовление опытных партий линейки смазок;
- исследование физико-химических и реологических характеристик полученных смазок.

Получены основные характеристики полученных наиболее перспективных смазок на основе жидкости ФЭН - «Полифэн-А» и «Полифэн-Р»: предельная минусовая рабочая температура до минус 100 °С, коллоидная стабильность 16,2...20 %, эффективная вязкость при среднем градиенте скорости деформации 10 с<sup>-1</sup> составляет 55...475 Па·с, предел прочности на сдвиг при температуре плюс 50 °С составляет 350...415 Па, испаряемость при 165 °С находится в интервале 0,67...1,1 %.

### **ВЫБОР ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕЖИМОВ АВТОКЛАВНОЙ ОБРАБОТКИ КОМПОЗИТНОЙ ТЕПЛОЗАЩИТЫ СПУСКАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ**

**В.А. Романенков,**  
**В.А.Тарасов,**  
**М.А. Комков, Р.В. Боярская**

**Vladimir.Romanenkov@rsce.ru**  
**tarasov\_va@mail.ru**  
**m\_komkov@list.ru**

ЗАО «ЗЭМ» РКК «Энергия», МГТУ им. Н.Э. Баумана

Тепловая защита космических кораблей и экипажа при их возвращении на Землю является основной проблемой развития пилотируемой космонавтики. Материал тепловой защиты абляционного типа имеет композиционную структуру минимальной пористости. Технологический процесс изготовления композитной тепловой защиты включает создание многослойной заготовки из тканого материала, прошитой по толщине, ее многократную пропитку связующим и отверждение изделия в автоклаве, совмещенное с уплотнением наполнителя внешним давлением азота.

Представленная работа посвящена актуальному вопросу изготовления композитной конструкции теплозащиты спускаемых космических аппаратов – выбору параметров многократной пропитки связующим и автоклавной обработки изделия. Обоснована необходимость многократной пропитки вязким связующем тканой заготовки теплозащитного покрытия спускаемых космических аппаратов. Предложен методический подход для оценки длительности цикла пропитки ТЗП связующим, который учитывает пористость полуфабриката, вязкость связующего, перепад давления на входе и выходе тракта пропитки и эффективный диаметр волокон наполнителя.

Проведен анализ данных, полученных контрольно-измерительными приборами системы управления автоклава, и установлена математическая взаимосвязь между потребляемой мощностью термоэлектрических нагревателей и изменением температуры изделия, которая учитывает индивидуальные особенности конструкции технологического оборудования. Предложена методика расчета потребляемой массы азота и потребляемой электроэнергии для получения и нагрева азота на базе рассмотрения газодинамических и теплофизических процессов в автоклаве.

Показано: 1) что использование автоклавного оборудования позволяет совместить на одном рабочем месте несколько операций и обеспечить бескислородный режим сушки, прессования стенки изделия и термообработки; 2) для согласования момента дополнительной подачи азота и амплитуды изменения давления целесообразно использовать критерий минимума затрат электроэнергии на получение и нагрев азота в системе автоклава.



Сравнение рекомендаций предложенной методики с результатами опытной отработки режимов технологического процесса показало высокую эффективность применения методики.

## **ТЕХНОЛОГИЯ ЖИДКОСТНОГО ФОРМОВАНИЯ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИОННЫХ ПОКРЫТИЙ НАСОСНО-КОМПРЕССОРНЫХ ТРУБ НА ОСНОВЕ КОРОТКИХ БАЗАЛЬТОВЫХ ВОЛОКОН И МИНЕРАЛЬНОЙ СВЯЗКИ**

**М.А. Комков,  
В.А. Тарасов,  
Ю.В. Баданина, М.П. Тимофеев**

**m\_komkov@list.ru  
tarasov\_va@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Создание насосно-компрессионных труб (НКТ) с композитной теплоизоляцией, обеспечивающих длительную закачку сухого перегретого до температуры 420 °С пара под давлением 35 МПа в устье скважин глубиной до 3 км для разогрева пласта и последующего извлечения тяжелой и высоковязкой нефти, является актуальной задачей. При создании легковесных, негорючих и экологически чистых теплоизоляционных покрытий (ТИП) НКТ оказалось, что наиболее эффективной теплоизоляцией является высокопористый (92...94% пор) материал на основе коротких базальтовых волокон и минеральной связки из глинозема, работоспособный при температурах до 750 °С.

В работе рассмотрены технологические вопросы формования ТИП путем осаждения из жидкой пульпы очищенных от примесей коротких базальтовых волокон на фильтрационную перегородку, отражающую форму изделия. В технологии изготовления ТИП минеральная связка вводится в материал в виде свежесажденного гидроксид алюминия, который представляет собой объемистый студенистый осадок белого цвета, практически нерастворимый в воде. Центрами кристаллизации гидроксида в гидромассе преимущественно служат любые взвешенные в ней твердые частицы. Полное осаждение гидроксида алюминия на базальтовые волокна происходит в интервале рН = 7,5÷8,5, а образование оксида алюминия - в процессе сушки и термообработки изделия при температуре 300 °С.

Определен рецептурный состав гидромассы. Показано, что для увеличения прочности на сжатие высокопористых волокнистых колец или полуцилиндров (скорлуп) необходимо применять 5-7 % по массе связку на основе оксида  $Al_2O_3$ , которая фиксирует базальтовые волокна в местах их контактов. Обосновано, что для сокращения времени изготовления длинномерных цилиндрических скорлуп из коротких базальтовых волокон методом жидкостной фильтрации необходимо применять схему формования их с плоскости образующей цилиндра. Представлены основные операции процесса изготовления цилиндрических скорлуп из базальтовых волокон методом жидкостной фильтрации.

С учетом теплофизических характеристик базальтовых волокон и структуры высокопористой теплоизоляции на полученных образцах из базальтовых волокон и минеральной связки определены реальные пористость, плотность материала и толщина покрытий труб НКТ, а также значение коэффициента теплопроводности высокопористого волокнистого материала, который в диапазоне температур от 60 °С до 400 °С, оказался в среднем равным 0,0425 Вт/(м·К).

### **ПОСТРОЕНИЕ МОДЕЛИ СТРУЖКООБРАЗОВАНИЯ ПРИ СВЕРХСКОРОСТНОМ РЕЗАНИИ**

**С.С. Корнеев, В.М. Корнеева**

**corneev.sergei2014@yandex.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Для расчета нагрузок, действующих на режущий инструмент при обработке со сверхвысокими скоростями, необходимо знать закономерности протекания пластической деформации в зоне стружкообразования.

Используя широко известный метод линий скольжения можно определить напряженное состояние зоны стружкообразования.

За основу при построении линий скольжения пластического деформирования при сверхскоростной обработке резанием была принята модель стружкообразования, предложенная Н.Н. Зоревым, но при этом были учтены особенности сверхскоростного резания.

Процесс сверхскоростного резания сопровождается высокими скоростями, степенью деформации и температурой, что должно оказывать влияние на сопротивление пластической деформации. В результате форма зоны стружкообразования будет отличаться от зоны стружкообразования при обычном резании, а именно: зона стружкообразования будет сужаться. Зона вторичных деформаций также будет сужаться, а линии скольжения являться кривыми с двоякой кривизной.

На основе анализа влияния сверхвысоких скоростей на процесс пластических деформаций в зоне резания определены два возможных случая сопротивления пластическому деформированию в контактной зоне: при наличии оплавления, когда механические свойства обрабатываемого материала соответствуют механическим свойствам расплава, и при отсутствии оплавления, когда эти свойства остаются без изменения.

Математическое описание построенной модели стружкообразования позволило определить нагрузки, действующие на режущий инструмент в условиях сверхскоростного резания.

Сравнение значений сил резания, полученных в экспериментальных исследованиях, с расчетными значениями показало их удовлетворительную сходимость. Это подтверждает правильность и приемлемость разработанной математической модели и модели процесса стружкообразования.

### **ПРИМЕНЕНИЕ ОРИЕНТИРОВАННЫХ ГИПЕРГРАФОВ ОГРАНИЧЕНИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ВЫСОКОТОЧНЫХ КОНСТРУКЦИЙ**

**П.В. Круглов, И.А. Болотина**

**kruglov@sm.bmstu.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Одной из задач при проектировании сборочных технологических процессов изделий машиностроения является выбор последовательности сборки изделия. На выбор последовательности, или маршрута сборки, влияют такие факторы как требования к контролю и испытаниям, наличие типовых технологических процессов, регламентированная последовательность определенных операций. С точки зрения автоматизации проектирования технологического процесса проблемой является многовариантность

сборочной технологии. Помимо этого, при сборке высокоточных конструкций необходимо учитывать геометрию деталей, способы соединений и особенности сопряжений отдельных поверхностей. Для снижения ручного труда при проектировании технологии необходимо создавать систему автоматизированного проектирования технологии сборки высокоточных конструкций.

В основе такой системы рекомендуется использовать алгоритм проектирования технологических процессов сборки на основе применения ориентированных гиперграфов ограничений. В гиперграфе ограничений описываются варианты комбинаций деталей, делающих невозможной последующую сборку других деталей. Пользователь данного алгоритма рассматривает поочередно пары сопрягаемых деталей и указывает в качестве ограничений те детали, которые не могут быть установлены в сборочную единицу при сборке данной пары. Описание гиперграфа ограничений может быть представлено в графическом и в табличном виде.

На основе гиперграфа ограничений рассчитываются варианты технологических процессов, не противоречащие установленным для данной сборочной единицы ограничениям. Такой подход позволяет значительно сократить количество рассматриваемых вариантов сборки и предложить разработчику технологии список вариантов, ранжированный по определенным критериям или по значению целевой функции. В такой целевой функции могут учитываться вес детали, количество сопрягаемых поверхностей и их точность, наличие допусков на погрешности расположения осей, поверхности в сборочной единице и другие показатели. В настоящее время проводится работа по формализации таких факторов, подбор их весовых коэффициентов, что позволит разработчику технологии выбирать вариант маршрута сборки, руководствуясь дополнительными критериями.

Данный алгоритм был апробирован при разработке технологии сборки высокоточного кумулятивного заряда, что позволило снизить число рассматриваемых вариантов технологии с более 5 тыс. до 32. В качестве критерия выбора вариантов сборки предложено рассмотреть возможность поточной сборки с учетом грузооборота производственного участка.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ПРИ АСИММЕТРИЧНОЙ ВЫТЯЖКЕ ДЕТАЛИ**

**А.С. Чумадин, Д.А. Батурич**

**chumadinas@mati.ru**

МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского

В работе анализируется процесс асимметричной вытяжки цилиндрической юбки на конических заготовках при изготовлении неосесимметричных обтекателей.

В теоретической части исследования допускалось, что толщина заготовки при вытяжке не изменяется, т.е. деформации по толщине равны нулю, тогда окружные деформации заготовки будут равны меридиональным и взятым с противоположным знаком. Окружную деформацию находили приближенно через радиальные перемещения заготовки, которые в свою очередь определялись зазором между инструментом и заготовкой. Этот зазор, включая его неравномерность распределения в окружном направлении, обуславливал в конечном итоге асимметричность процесса вытяжки. В результате из геометрических соображений были получены поля линейных и угловых деформаций в деформируемой части заготовки.

Экспериментальные исследования проводились на натуральных образцах уменьшенных копий обтекателя. Заготовки для асимметричной вытяжки юбки обтекателя получали ротационной вытяжкой из листа. Эти заготовки имитировали хвостовую ци-

линдрическую часть обтекателя, имели угол конусности  $\alpha = 30^\circ$  и были выполнены из сплава АМцМ с толщиной стенки около 0,5 мм. Диаметр юбки обтекателя составлял 32,0 мм. Перед деформированием на их наружную поверхность наносилась выше сетка взаимно перпендикулярных линий специальной подпружиненной чертилкой на станке с ЧПУ. После асимметричной вытяжки образец фотографировали по нормали к поверхности, а затем в разделе черчения САТІА накладывали линии сетки на фото и измеряли удлинения линий сетки и углы между ними с последующим расчетом деформаций.

Сопоставление расчетных и экспериментальных данных показало их хорошее совпадение с погрешностью менее 10%.

Таким образом, было установлено, что приближенный расчет деформированного состояния, выполненный преимущественно из геометрических соображений и условия постоянства толщины стенки заготовки, при асимметричном процессе вытяжки цилиндрической юбки при изготовлении неосесимметричных обтекателей удовлетворительно согласуется с результатами эксперимента.

### **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ТРУБНОЙ ЗАГОТОВКИ В ПРОИЗВОДСТВЕ КРУТОИЗОГНУТЫХ ПОЛУПАТРУБКОВ**

**Е.С. Шемонаева, П.В. Шульгин**

**shemonaevaes@mati.ru**

МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского

Крутоизогнутые патрубки относятся к изделиям ответственного назначения трубопроводных систем современных летательных аппаратов. Получение таких изделий традиционными способами штамповки представляет определенные сложности. Существует способ формовки крутоизогнутых патрубков из предварительно сплюснутых и изогнутых трубных заготовок. Этот способ решает проблемы традиционных способов, однако в настоящее время остаются некоторые неизученные вопросы, такие как форма поперечного сечения трубной заготовки, толщина получаемой детали, устранение возможных дефектов.

В теоретической части решается задача определения формы поперечного сечения предварительно сплюснутой и изогнутой трубной заготовки. Решение реализуется методом конечных элементов при помощи программного комплекса PAM-STAMP. Рассматривались три формы поперечного сечения трубной заготовки после операций сплющивания и изгиба, после чего производилось моделирование процесса формовки. В результате получена такая форма поперечного сечения трубной заготовки, которая при моделировании обеспечивает получение детали без складок и трещин с разнотолщиной по образующей детали не более 5 %. Установлено, что заготовка должна иметь такой внутренний радиус изгиба, чтобы при установке в матрицу она прилегала к внутреннему радиусу изгиба канала матрицы. Кроме того, при сплющивании заготовки необходимо обеспечить зазор между стенками не менее 0,5 от диаметра исходной заготовки, а радиус боковых частей заготовки не менее 0,15 от диаметра исходной заготовки.

В экспериментальной части исследования проводились для трубных заготовок из материала АМгЗМ, АМг6М диаметром 30 мм и толщиной стенки 1,5 мм, имеющих вышеописанную форму поперечного сечения. В результате, были получены изделия без складок и трещин, с разнотолщиной не более 10%. Сопоставление теоретических исследований с экспериментом проводилось по относительной толщине стенки получаемой детали. Расхождение не превышает 10%.

Таким образом, были определены оптимальные параметры формы поперечного сечения предварительно сплющенной и изогнутой трубной заготовки.

## **РОТАЦИОННЫЙ ОБЖИМ ТОНКОСТЕННЫХ ТРУБ**

**А.С. Чумадин, Л.П. Логунов**

**chumadinas@mati.ru**

МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского

В работе исследовался ротационный обжим кольцевых заготовок (труб) из алюминиевых сплавов типа АМцМ, АМг2М и АМгЗМ и технически чистого алюминия марки А7.

Целью работы являлось установление режимов обработки (глубина внедрения давящего ролика, подача, число переходов и др.) при обжиге тонкостенных и особо тонкостенных заготовок толщиной 0,15...0,25 мм.

Тонкостенные заготовки для обжима получали многопереходной ротационной вытяжкой из относительно толстостенных промышленно выпускаемых труб. Диаметр заготовок лежал в пределах 20...50 мм.

В результате экспериментальных исследований было установлено, что основным условием ротационного обжима тонкостенных труб является наличие участков продольного изгиба элементов заготовки, которые образуются при внедрении давящего ролика в заготовку, причем сама заготовка не должна при этом терять устойчивость (должна быть соответствующим образом подкреплена). Данное условие обеспечивалось достаточно малым радиусом скругления рабочей поверхности ролика (около 1,0 мм). Другим важным условием являлась длина очага деформации в начальный момент обработки, которая не должна превышать определенную величину в зависимости от схемы ведения процесса. Если обработка ведется от торцевого участка заготовки, эта длина лежит в пределах нескольких миллиметров, если в средней части заготовки - тогда в два раза больше. При этом существенного влияния диапазона подач (0,04...0,12 мм/об) и скоростей вращения заготовки (300...800 об/мин) не выявлено. Другим немаловажным обстоятельством является также возможность многопереходной обработки при ротационном обжиге, что позволяет снизить деформации заготовки на каждом переходе и, таким образом, предотвратить потерю устойчивости тонкостенной заготовки.

В теоретическом плане задача решалась приближенно с помощью энергетических критериев, которые в целом подтверждаются результатами экспериментальных работ.

## **ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ МНОГОРАЗОВОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТУРИСТИЧЕСКОГО КЛАССА**

**С.П. Белов, В.Ю. Астапов**

**tpla@mati.ru**

МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского

Для задач космического туризма требуется создание специальных аппаратов, обладающих высокой надежностью при длительной эксплуатации, высокой степенью комфорта и экономичностью. На данном этапе перспективно использование малоразмерных космических аппаратов (МКА) туристического класса. Но переход к малоразмерным аппаратам ставит перед разработчиками ряд новых проблем, главная из ко-

торых – обеспечение тепловой защиты в условиях повышенных термомеханических воздействий.

Возращение аппарата на Землю с орбиты – один из наиболее сложных и важных этапов космического полета. Вход в атмосферу происходит со скоростью более 7 км/с и гашение этой скорости осуществляется за счет аэродинамического торможения. При торможении МКА на него действует мощный тепловой поток, поступающий от ударного слоя газа, нагретого в передней части аппарата до нескольких тысяч градусов.

Важным моментом является требование многоразовости. Теплозащита должна выдержать такое количество циклов без заметной деградации. Кроме того, нельзя прибегнуть к теплозащите носка и кромок крыльев с помощью хорошо отработанных в настоящее время абляционных материалов, которые в принципе могут выдержать любые тепловые нагрузки.

При входе в атмосферу малоразмерного аппарата можно ожидать, что температура на его поверхности будет выше, чем проектная для «Бурана» или аппарата «Space Shuttle». Особенно это касается носка фюзеляжа и передних кромок крыльев. Подтверждением является опыт полетов аппарата «Бор-4». Температура носка и передних кромок крыльев при спуске аппарата на участке траектории входа с максимальным нагреванием превысила 2000° С.

Кроме удовлетворения требованиям по температурному состоянию элементы конструкции должны удовлетворять требованиям по прочности и жесткости конструкции. Поэтому задача тепловой защиты обычно решается вместе с задачей прочности.

Для решения данной проблемы перспективны углерод-керамические композиционные материалы (УККМ), которые представляют собой карбидокремниевую матрицу, армированную углеродными волокнами. Карбидокремниевая матрица обладает высокой термостойкостью, а углеродный каркас обеспечивает необходимую прочность и жесткость. УККМ поможет усовершенствовать и расширить диапазон применения и проектирования МКА при создании более совершенных двигателей, носовых обтекателей и т.д.

## **ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ ДЛЯ СОЗДАНИЯ МАСШТАБНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ**

**К.В. Дудков, В.Ю. Астапов**

**[tpla@mati.ru](mailto:tpla@mati.ru)**

МАТИ-РГТУ им. К.Э.Циолковского

Современный уровень развития техники характеризуется существенным увеличением разновидностей деталей, усложнением форм используемых рабочих поверхностей изделия и одновременным ужесточением требований к точности их обработки. Расширение диапазона использования деталей с рабочими поверхностями сложной формы позволяет в значительной мере повысить качественные характеристики многих изделий. Во многих случаях только усложнение формы и повышение точности размеров рабочей поверхности детали позволяет получить новые свойства, расширить функциональные возможности, увеличить надежность, ресурс, к.п.д. и улучшить другие эксплуатационные характеристики изделия в целом.

Ракетно-космическая техника состоит из деталей, имеющих следующие параметры: широкая номенклатура, сложная геометрическая форма, разнообразие применяемых материалов, малая серия изготовления, использование широкого спектра

технологий несущего за собой огромный парк оборудования и высококлассных специалистов. Известно, что наибольший процент успеха наблюдается у прорывных технологий, в том числе совершенно новых, к которым относятся аддитивные технологии.

Аддитивные технологии сейчас получают широкое распространение из-за удешевления рабочих компонентов машины послойного синтеза. Технологии послойного синтеза являются мощным средством сокращения времени технологической подготовки производства при переходе к выпуску новых изделий ракетостроения и других наукоемких отраслей. По этой причине все больше отраслей промышленности активнейшим образом осваивают технологии послойного синтеза. Учитывая нарастающую динамику проявленного интереса, была запланирована и сделана работа в данном направлении.

Целью работы являлось создание перспективной конкурентоспособной модели космической головной части для ракеты-носителя тяжелого класса. Чтобы реализовать данную цель, после анализа тенденции увеличения габаритов полезной нагрузки, обзора современных крупногабаритных головных обтекателей, а также аэродинамического анализа была сформулирована задача: создание конструкции аэродинамической модели крупногабаритной головной части для перспективной ракеты-носителя тяжелого класса.

В процессе исследований разработана новая трехмерная модель головной части ракеты-носителя с учетом всех технических требований. Были выявлены трудоемкие операции и операции, определяющие цикл изготовления модели. Проведен анализ аддитивных технологий с выявлением сильных и слабых сторон каждой из них. Выбрана технология, подходящая для производства головной части ракеты-носителя. Экспериментальным путем получена модель и проведены испытания в аэродинамической трубе.

Применение модели разработанной в данной работе позволяет: повысить оперативность внесения изменений, уменьшить цикл изготовления, понизить себестоимость изготовления и создать уникальное коммерческое предложение на международном рынке космических услуг.

## **ОЦЕНКА РАЗНОТОЛЩИННОСТИ МАТЕРИАЛА ПРИ ПНЕВМОТЕРМИЧЕСКОЙ ФОРМОВКЕ**

**М.В. Ковалевич, А.В. Гончаров**

**Kovalevich\_mv@mail.ru**

МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского

Пневмотермическая формовка в режиме сверхпластичности – процесс формоизменения листовой заготовки под действием избыточного давления газа при оптимальных температурно-скоростных условиях деформации. Технология позволяет изготавливать детали сложной формы за один штамповый переход без слесарной доводки.

Фактор, ограничивающий применение процесса – разнотолщинность материала, которая может достигать 50% и более. Аналитически определить максимальное утонение при формовке деталей сложной формы не представляется возможным. Решить поставленные задачи позволяют программные продукты, использующие для расчетов метод конечных элементов (МКЭ).

Решение о применении ПТФ принимается на стадии конструирования. Из-за относительно длительного времени расчета при помощи МКЭ-систем их применение на стадии конструктивно-технологической обработки не рационально. Кроме того, из-за закрытости алгоритма расчета нельзя гарантировать корректность результата в каждом конкретном случае.

В связи с этим видится целесообразным создание и анализ баз данных по результатам моделирования и пробных формовок типовых элементов деталей с различным сочетанием геометрических параметров. Такие работы ведутся на кафедре ТПЛА МАТИ. На основе разработанной классификации типовых элементов проведено моделирование процесса ПТФ для реализуемых сочетаний геометрических параметров деталей. Перечень этих параметров зависит от типа детали. Например, для детали цилиндрической формы – это высота, радиус цилиндра и радиус скругления в донной части.

Полученные результаты позволяют определить зоны сочетаний размеров детали, при которых максимальное утонение материала будет находиться в заданных конструктором пределах.

Сейчас ведутся работы по определению геометрии для деталей, состоящих из нескольких типовых геометрических элементов.

### **МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА МАГНИТНО-ИМПУЛЬСНОЙ СБОРКИ ТРУБЧАТЫХ КОНСТРУКЦИЙ**

**П. Афшари, В.Ю. Астапов**

**tpla@mati.ru**

МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского

Магнитно-импульсная обработка материалов характеризуется высокой точностью дозирования энергии, локальностью приложения нагрузки, легкостью встраивания оборудования в технологические линии. Она может быть применена для различных видов обработки металлов давлением, в том числе для сборки трубчатых конструкций.

В процессе отработки технологии изготовления деталей важно путем простых расчетов определить эффективную область параметров, влияющих на данный процесс. Выходом из этой ситуации может служить применение компьютерных программ, основанных на методе конечных элементов, которые способны с высокой точностью воспроизводить реальный технологический процесс. Поэтому представляется актуальным создание удобной для практического применения компьютерной модели процесса и технологии для обработки давлением импульсного магнитного поля, наиболее удобным при этом является моделирование процесса в различных инженерных программах, типа ANSYS, LS-DYNA, ABAQUS и специализированных, например, DEFORM, QFORM. Данные программы позволяют смоделировать практически любой процесс, в том числе магнитно-импульсного деформирования, а также процессы удара, сварки трением, столкновения и другие. Специализированная программа для моделирования процесса магнитно-импульсной сварки-сборки трубчатых деталей – это пакет программы ANSYS: LS-DYNA, с помощью которого можно моделировать практически все параметры данного процесса.

С помощью LS-DYNA можно не только выявить характерные особенности процесса обработки сборки-сварки трубчатых конструкций, но и установить напряженное состояние деформируемой заготовки, характер и картину течения материала, рассчитать усилия, контактную сварку и т.д. Моделирование решений электромагнитной импульсной обработки поддерживается двумя продуктами комплекса ANSYS:

1. ANSYS Etag: самый мощный многоцелевой продукт компании, представляет собой программное средство анализа для широкого круга инженерных дисциплин, которое позволяет проводить расчетные исследования не только в таких отдельных областях знания, как прочность, распространение тепла, механика жидкостей и газов или электромагнетизм, но и решать связанные задачи. Эта



изошренная программа обеспечивает оптимизацию проектных разработок на уровне, позволяющем моделировать инженерные проблемы в наиболее полной постановке.

2. ANSYS Multiphysics представляет собой полный пакет для численного моделирования электромагнитных полей и решения задач, связанных с явлениями электричества и магнетизма. В совокупности с другими пакетами фирмы ANSYS создает многообразные возможности для решения задач механики сооружений с учетом влияния электромагнитных явлений.

## **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦИИ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ЭКРАНОВ**

**Е.С. Голубев, А.Л. Галиновский**

**golubev.ev@asc.rssi.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Будущие космические обсерватории для наблюдений в инфракрасном диапазоне потребуют пассивного радиационного охлаждения телескопа до сверхнизких температур посредством теплозащитных экранов (ТЭ). В связи с тем, что диаметр современных рефлекторов достигает 10 м, такие ТЭ будут представлять собой крупногабаритные трансформируемые ультралегкие конструкции. Определение динамических характеристик такой крупногабаритной мало жесткой конструкции как ТЭ в рабочей конфигурации необходимо для того, чтобы точно спрогнозировать ее влияние на устойчивость системы управления и стабилизации космической обсерватории, а значит и на погрешность наведения оптической оси телескопа.

В работе рассматривается конструкция ТЭ, представленная набором из четырех экранов, каркас каждого из которых состоит из двенадцати несущих спиц и образует зонтообразную форму. Диаметр внешнего ТЭ составляет 20 метров. На каркас первого внешнего ТЭ крепятся маты многослойной экранно-вакуумной теплоизоляции, на последующие три ТЭ – два слоя полиимидной пленки с двусторонней металлизацией. Для обеспечения требуемого зазора между двумя этими слоями вводится набор предварительно натянутых размеростабильных шнуров, опоясывающих каркас ТЭ.

Исследования динамических характеристик основаны на математическом моделировании. Разработан масштабный макет для экспериментального подтверждения и уточнения математической модели ТЭ. С целью минимизации влияния на макет, использованы бесконтактные методы измерений колебаний. Скорректированная математическая модель может быть использована для анализа полномасштабной конструкции ТЭ. В работе приводится описание серии экспериментов над масштабным макетом, а также сравнение результатов теста и моделирования.

### **ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОЧИСТКИ ПОВЕРХНОСТЕЙ ДЕТАЛЕЙ РКТ НА БАЗЕ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ОПЕРАЦИОННЫХ МОДУЛЕЙ С СИСТЕМОЙ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ ПРОМЫВКИ**

**А.Н. Королев,  
А.Н.Алексеев, В.А.Тарасов**

**alxnik@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

На долю операций очистки изделий методом промывки и подготовки поверхности приходится до 10 % трудоемкости изготовления изделия. Интенсивность водопотребления в ходе процесса очистки может достигать 4 м<sup>3</sup> на 1 м<sup>2</sup>, при этом образуется до 1 м<sup>3</sup> жидких отходов на 1 м<sup>2</sup> (что характерно для гальванического производства). В масштабах страны это приводит к образованию большого количества сточных вод (до 10 млн м<sup>3</sup> в год) с малой концентрацией ионов и солей тяжелых металлов (от 0,01 до 0,1 г/л). Поскольку работа на централизованных очистных сооружениях малоэффективна, безвозвратно теряются тысячи тонн цветных металлов.

Учитывая, что только в России десятки тысяч предприятий используют промывку деталей, проблему следует считать актуальной.

В настоящее время рекомендации по назначению режимов промывки ограничиваются либо минимальной продолжительностью промывки при струйном воздействии, либо количеством замен (в час) отмывающего раствора в ванне. Такой подход не позволяет рационально расходовать водные ресурсы и ценные химические элементы отмывающих растворов и отмываемого слоя.

В работе проведены исследования, относящиеся к приоритетному направлению - рациональное природопользование. Работа является продолжением исследований по важной проблеме межоперационной промывки деталей в механическом, гальваническом, заготовительном и других производствах на базе предложенной конструктивной схемы операционного модуля с противоточным движением отмывающей жидкости в системе распределенной промывки. Предложена методика назначения допустимых концентраций отмываемых химических соединений на деталях и в баках промывки. Установлены закономерности по изменению концентрации электролита на поверхностях деталей и в системе распределенной промывки. Представлены результаты численных расчетов процесса струйной промывки деталей, имеющих глухие и резьбовые отверстия, заполненные жидким загрязнением. Выполнено сравнение струйной промывки деталей с глухими отверстиями и глухими резьбовыми отверстиями. Проведено обоснование назначения скорости истечения струи и рекомендации по минимальному диаметру промывки резьбовых отверстий, обеспечивающей эффективное удаление загрязнений. Выполненные исследования конкретизируют экспозицию деталей при струйной промывке. Проведено обоснование методики для назначения поперечной подачи деталей относительно многофорсуночных головок, обеспечивающей эффективное удаление загрязнений.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ИЗ КОРОТКИХ БАЗАЛЬТОВЫХ ВОЛОКОН ДЛЯ КОНСТРУКЦИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

**М.А. Комков,**

**alex72@mail.ru**

**В.А. Тарасов, Р.В. Боярская, А.С. Филимонов**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Конструкции ракетно-космической техники (РКТ) испытывают значительные тепловые перегрузки как при эксплуатации на орбите, так и при прохождении плотных слоев атмосферы. Поэтому создание низкоплотных и экологически чистых теплоизоляционных конструкций из дешевых и доступных базальтовых волокон для работы изделий космических аппаратов (КА) в интервале температур от 150 °С до 750 °С является важной научно-технической задачей.

С целью снижения массы космических аппаратов и их эффективной тепловой изоляции был разработан и исследован теплоизоляционный материал (ТИМ) на основе короткого и тонкого базальтового волокна (1,5...3,0 мкм) и 5 % связки из глинозема. Разработанный ТИМ при плотности 165...190 кг/м<sup>3</sup> и пористости 93...94 % в интервале температур 400...450 °С имеет средний коэффициент теплопроводности, равный 0,0425 Вт/(м · К).

На основе метода жидкостной фильтрации разработан технологический процесс изготовления из коротких базальтовых волокон и минеральной связки высокопористых и термостойких теплоизоляционных покрытий (ТИП) теплонагруженных изделий в виде пластин и колец с толщиной стенки 25 мм, а для длинномерных труб – в виде полуцилиндров той же толщины, которые собирают друг с другом в замок по торцам и образующим цилиндра.

Определены структурные и физико-механические характеристики высокопористого ТИМ, режимы и параметры формования термостойких цилиндрических ТИП из коротких базальтовых волокон, проведены температурные испытания модельных образцов теплоизолированных труб на тепловом стенде, показавшие температуру на наружной стороне покрытия менее 60 °С при прокачке горячего воздуха по трубе с температурой 400 °С.

## **ТЕПЛОФИЗИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ТЕПЛОЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ БАЗАЛЬТОВОГО ВОЛОКНА**

**В.А. Тарасов,**

**alex72@mail.ru**

**М.А. Комков, Р.В. Боярская, А.С. Филимонов**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Совершенствование методов проектирования и изготовления тепловой защиты спускаемых космических аппаратов является необходимым условием развития пилотируемой космонавтики. Давление и температура воздуха на поверхности СКА со стороны набегающего потока достигают высоких значений в результате адиабатического сжатия при вхождении в плотные слои атмосферы со скоростью 8...12 км/с. Длительность приземления при возникающих тепловых потоках оказывается достаточной для деструкции любого из известных материалов: как конструкционных, так и теплоизо-

лирующих. Примером такого разрушения является гибель американского космического челнока «Колумбия». Поэтому сложная система теплозащиты применяется в конструкции спускаемых космических аппаратов.

В общем случае стенка космического аппарата имеет четыре области: прочная стенка из металлических или композиционных материалов; область материала, осуществляющего теплоизоляцию за счет низкой теплопроводности; область коксующегося материала, в котором протекают эндотермические реакции; область «жертвенного» материала, уносимого набегающим потоком и создающего поток лучистой энергии с поверхности космического аппарата в окружающее пространство.

Цель данного доклада есть экспериментальное и теоретическое обоснование эффективности высокопористой теплоизоляции на основе базальтового волокна, материал которой получен методом фильтрации гидромассы через стенку перфорированной формы.

В работе предлагается математическая модель теплопередачи в высокопористых материалах на основе волокон, которая дает объяснение природы стационарного режима процесса, учитывает излучение Стефана-Больцмана в поры высокопористого материала и позволяет рассчитать толщину стенки теплозащиты и температуру горячей стенки. Получена зависимость коэффициента теплопроводности высокопористого теплозащитного материала от температуры. Показано, что величина коэффициента теплопроводности ТЗМ уменьшается на два порядка при увеличении температуры нагрева материала на основе базальтового волокна до 930 °С.

### **К ВОПРОСУ О ПРИМЕНЕНИИ УЛЬТРАСТРУЙНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В РКТ**

**А.Л. Галиновский,  
А.А. Барзов,  
А.С. Проваторов**

**galcomputer@mail.ru  
a.a.barzov@gmail.com  
sanru41@rambler.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Одним из перспективных направлений развития композиционных материалов является модификация их многослойными углеродными нанотрубками (МУНТ), позволяющая добиться существенного повышения механических характеристик за счет направленного изменения структуры матрицы исходного материала. Эффективность применения модифицирующих добавок, представляющих собой наносuspензии на основе МУНТ, зависит от тщательности диспергирования их в водной среде.

В данной работе представлена методика диспергирования МУНТ и получения наносuspензий, основанная на применении сверхскоростной струи воды.

Методика заключается в разгоне раствора МУНТ в установке для гидроабразивной резки до скоростей, близких к скорости струи жидкости (800 м/с), образованной давлением порядка 400 МПа, и взаимодействию этого раствора (удара) с твердославной мишенью (WC), установленной в специально спроектированную и изготовленную экспериментальную оснастку.

В результате анализа экспериментальных данных установлено, что используемая технология позволяет добиться уменьшения минимального зарегистрированного размера частиц в составе образованной таким образом гидросреды в 1,5-2 раза относительно исходного состояния. Также полученные результаты иллюстрируют уменьшение среднего размера частиц в составе МУНТ, подверженных гидроструйной обработке, в среднем в 5-6 раз, что отображает эффективность данного метода относительно классических.

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕЛИЧИН ДОПУСКОВ НА СОПРЯГАЕМЫЕ ИЗДЕЛИЯ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ИХ В САПР СИСТЕМАХ

Е.Е. Шевченко,  
Л.А. Кашуба

Jonny7321@gmail.com  
leonid-ak@mail.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв  
МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

При проектировании сборочных изделий и создании технологии наиболее часто прибегают к комплексным автоматизированным системам на основе жизненного цикла изделий (ЖЦИ). Такие системы обеспечивают автоматизированный подход к проектированию и изготовлению изделий по современным технологиям, а также качественный анализ изделий, узлов и агрегатов.

Одной из важнейших составляющих оценки качества сборки недеформируемых изделий является т.н. размерный анализ на основе построения размерной цепи. Используя системы автоматизированного проектирования (САПР), можно проводить данные анализы с целью оценки прогнозируемых дефектов и ошибок в сборочных единицах на этапе проектирования. Такие размерные анализы используют информацию о геометрии в САПР в качестве математической модели, моделируя поведение размерных параметров в прогнозируемых технологических и эксплуатационных условиях.

Размерные цепи в среде САПР связывают геометрические элементы (поверхности, линии, точки) собираемых деталей, образуя контактные пары, соединения. Элементы контактных пар имеют собственный набор характеристик, описываемый характерными размерами и/или геометрическими параметрами (расположение, форма, масштаб). При этом, для каждого параметра характерны три величины: номинальное значение (фактическое значение в САПР), отклонение от номинального (случайная величина) и допуск (допустимые верхняя и нижняя границы отклонений параметра).

При классическом подходе в САПР сборка изделий осуществляется по номинальной геометрии, а допуски назначаются исходя из стандартных соображений собираемости. При этом отклонения в расчетах не учитываются или частично игнорируются. При работе с реальной геометрией сборка осуществляется совершенно иначе, возникает ряд «несовпадений» геометрических параметров одного изделия относительно другого. Такие «несовпадения» описываются отклонениями (форм, расположений, величин), относительно которых и нужно назначать значения допусков.

Для решения проблемы достаточно выполнить следующие условия: сборка в САПР должна осуществляться не по номинальной, а по смоделированным на основе реальной геометрии объемлющим и/или объемлемым эквивалентным элементам. Это позволит выполнять построение размерных цепей с уже учтенными отклонениями и выявить подходящие для типа соединения значения допусков. При этом модель сборки по эквивалентной геометрии может быть использована САПР для создания и коррекции технологии. В рассматриваемом случае контакта поверхностей схожих с плоскими (плоский контакт), собираемость в САПР будет учитывать технологии обработки данных поверхностей, выводя конкретные значения допускаемых отклонений от номинальных характерных размеров элементов контактной пары.

Преимуществами вышеописанного метода являются высокое значение собираемости и возможная интеграция процесса в работу систем анализа и контроля недеформируемых и неподвижных контактных пар сборочных единиц в САПР, включаемых в работу систем ЖЦИ. К недостаткам стоит отнести необходимость проведения замеров на реальном изделии и сохранение технологии и СТО на протяжении всей работы с собираемыми изделиями.

# ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОТКЛОНЕНИЙ ВЕЛИЧИНЫ, ФОРМЫ И РАСПОЛОЖЕНИЯ РЕАЛЬНЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ИЗДЕЛИЙ МАШИНОСТРОЕНИЯ

Л.А. Кашуба,  
Е.А. Проходцев

leonid-ak@mail.ru  
e.prokhodtsev@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Достижением современных САПР явилось создание компьютерной графики, 3D CAD систем проектирования облика деталей и 3D CAM систем поддержки проектирования механической обработки недеформируемых деталей машиностроения.

В компьютерной графике объем 3D модели детали с номинальной геометрией формируется контурами основных и вспомогательных номинальных поверхностей, представляемых в системе координат проекта совокупностью уравнений определенного вида, отражающим кинематику их формирования при разработке 3D модели.

В метрологии машиностроения вместо традиционных двухточечных измерений появились современные координатно-измерительные машины, способные предоставить данные о координатах тысяч точек поверхностей детали машиностроения с высокой точностью. На сегодняшний день формирование целостной модели, которая позволяла бы адекватно интерпретировать геометрические параметры уже изготовленных изделий машиностроения все еще остается актуальным. Существующая нормативная база определения отклонений формы и расположения реальных поверхностей деталей ориентирована на плоские 2D чертежи и прилегающие поверхности.

В данной работе базовыми отсчетными геометрическими элементами для оценки отклонения формы и расположения приняты номинальная форма поверхности и номинальное расположение собственной системы координат номинальной поверхности, представленные в системе координат проекта. Оценку отклонения формы реальной поверхности предлагается в данной работе осуществить с помощью средних геометрических элементов.

Для пространственных геометрических элементов с кривизной и без кривизны средние геометрические элементы можно определить как геометрические элементы ортогональной средней квадратической регрессии. Она позволяет определить положение номинального геометрического элемента детали среди координат случайных точек по достаточно хорошо разработанному математическому аппарату метода МНК. В облако измеренных координат точек реальной поверхности методом МНК можно вписать геометрический элемент (например, поверхность) любой формы, в том числе и формы номинальной поверхности.

Масштабированный геометрический элемент ортогональной среднеквадратической регрессии (поверхность) сохраняет вид уравнения границ формы номинального геометрического элемента. Отличие формы реальной геометрии от номинальной зависит не только от отклонения точек реальной поверхности, но и от ее величины.

Об отклонении формы реального геометрического элемента в системе координат системы измерения можно судить по отклонению точек реального элемента от границ номинального геометрического элемента, расположенного в той же системе координат, что и масштабированный геометрический элемент ортогональной среднеквадратической регрессии.

Выбрав в качестве базового отсчетного геометрического элемента для отклонения расположения поверхность, одинаковую для систем координат проекта и системы измерения, можно определить по отношению к ней расположение всех поверхностей как в системе координат проекта, так и в системе координат системы измерения.

В данной работе определен состав отклонений и методы их формализации для определения численных значений отклонений величины, формы и расположения реальной геометрии поверхностей от номинальной геометрии, обусловленных технологией и СТО, на основе обработки данных измерений точек реальных поверхностей, измеренных 3D координатно-измерительными машинами и 3D номинальной модели.

## **ПРИМЕНЕНИЕ ДИСКОВЫХ ЗАГОТОВОК ПЕРЕМЕННОЙ ТОЛЩИНЫ ДЛЯ ВЫТЯЖКИ МЕТАЛЛОФТОРОПЛАСТОВЫХ ВТУЛОК**

**М.А. Бабурин, В.Д. Баскаков,  
О.В. Зарубина**

**baskakov\_vd@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Металлофторопластовые втулки широко используются в узлах трения вертолетов, автомобилей, паровых турбин. Типовые технологии изготовления таких втулок из металлофторопластовой полосы весьма сложны и требуют значительных затрат денежных средств и временных ресурсов на отработку.

Разработана более простая и дешевая технология, включающая следующие основные операции: вырубка дисковой заготовки из металлофторопластовой полосы; точение диска со стороны стальной подложки и его утонение от центра к краю в радиальном направлении; вытяжка цилиндрического стакана с фторопластовым слоем на его внутренней поверхности из дисковой заготовки переменной толщины; механическая обработка наружной поверхности стакана с целью обеспечения качества поверхностного слоя, допуска наружного диаметра и толщины стенки втулки, а также формирования канавки в области сопряжения цилиндрической и фланцевой части втулки; отрезка донной части стакана и механическая обработка его торцов.

Проведенные экспериментальные исследования показали, что применение дисковой заготовки переменной толщины позволяет сократить число вытяжек до одной, получить при вытяжке втулку с низкой разнотолщинностью в меридиональном направлении и устранить видимые повреждения ее внутреннего металлофторопластового слоя.

Для проверки качества изготовленных втулок проведены их испытания на износ с учетом действия нагрузки, имитирующей условия эксплуатации втулок. Измерения, проведенные после завершения испытаний, показали, что износ фторопластового слоя не превышал допустимых значений и был постоянным вдоль образующей цилиндрической поверхности втулок. Сравнение полученных результатов с данными по износу свертных втулок позволяют утверждать, что предлагаемая технология обеспечивает антифрикционные свойства на уровне, как минимум не уступающем штатным технологиям.

# ИНТЕНСИФИКАЦИЯ МЕТОДОВ РАСКРОЯ ЛИСТОВЫХ ДЕТАЛЕЙ ДАВЛЕНИЕМ ПОЛИУРЕТАНА В ПРОИЗВОДСТВЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

И.Ю. Федотова

barvinok@ssau.ru

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

В заготовительно-штамповочном производстве предприятий аэрокосмической отрасли при изготовлении листовых деталей широкое применение находят методы разделительной штамповки с использованием давления эластоплимерной среды (полиуретана), которым характерны малые сроки подготовки производства, универсальность и простота реализации.

В целях интенсификации процессов штамповки-вырубki давлением полиуретана на кафедре ПЛАиУКМ СГАУ разработано более десяти способов раскроя. Разработанные способы разделительной штамповки отличаются конструктивной схемой вырубного инструмента и принципом передачи давления эластичной среды на заготовку. За счет конструктивных особенностей вырубного инструмента создается различный механизм разделения листовой заготовки и наиболее благоприятная схема напряженно-деформированного состояния материала заготовки в очаге деформации, что позволяет управлять качеством контура разделения при вырубке деталей как из пластичных, так и из малопластичных материалов. В зависимости от принципа передачи давления эластичной среды на заготовку способы штамповки выделены в следующие технологические схемы реализации процесса вырубki: в замкнутом, в полузамкнутом, в полуоткрытом и в открытом объемах эластичной среды, а также с использованием ротационного воздействия эластичного инструмента на заготовку. Целесообразность применения того или иного способа вырубki определяется необходимым уровнем рабочего давления эластичной среды, масштабным фактором и сложностью геометрического контура изготавливаемых деталей, механическими характеристиками материала заготовки, точностью вырубаемого контура, наличием прессового оборудования и уровнем технологической подготовки производства.

Для определения технологических возможностей разработанных методов разделительной штамповки проведено их математическое моделирование с использованием программного комплекса ANSYS. Результаты численных исследований позволили установить оптимальные соотношения конструктивно-технологических параметров каждой схемы разделения, при которых в процессе вырубki листовых деталей реализуются условия простого и чистого сдвига.

Одним из направлений интенсификации разделительных процессов является повышение уровня рабочего давления полиуретана. Для решения данной проблемы разработан метод упрочнения цилиндрических и составных контейнеров автофретированием давлением полиуретана, являющимся одновременно рабочим «телом» (пуансоном-матрицей) в реализации процесса вырубki деталей. Технология упрочнения контейнеров автофретированием позволяет повысить рабочее давление полиуретана при штамповке-вырубке в контейнерах до 300...400 МПа. Это дает возможность производить раскрой листовых деталей из высокопрочных труднодеформируемых материалов (титановых сплавов, электротехнических сталей, малопластичных алюминиевых сплавов).

Проведенные исследования процессов разделительной штамповки способствовали разработке высокоэффективных средств технологического оснащения, многие из которых признаны изобретениями.



Разработанные средства оснащения позволяют интенсифицировать процессы разделительной штамповки деталей давлением полиуретана за счет использования совмещения технологических операций, группового принципа изготовления деталей, поэтапной штамповки крупногабаритных деталей.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПРИТУПЛЕНИЯ РЕЖУЩИХ КРОМОК ВЫРУБНОГО ИНСТРУМЕНТА НА КАЧЕСТВО ЛИСТОВЫХ ДЕТАЛЕЙ ПРИ РАСКРОЕ ДАВЛЕНИЕМ ПОЛИУРЕТАНА**

**И.Ю. Федотова**

**barvinok@ssau.ru**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

Внедрение технологий разделительной штамповки листовых деталей полиуретаном при соблюдении технологических рекомендаций обеспечивает вертикальность поверхности среза у детали по толщине материала заготовки в пределах угла скола и отклонение вырубного контура детали от контура вырубного инструмента в пределах 0,1–0,15 от толщины материала листовой заготовки, что удовлетворяет требованиям производства деталей летательных аппаратов.

Вместе с тем на практике вследствие отсутствия контроля за состоянием вырубного инструмента (притупления режущих кромок) и количества вырубленных на нем деталей (в пределах программы мелкосерийного производства) приводит к тому, что качество деталей ухудшается и даже в некоторых случаях имеет место неполное отделение отхода (брак). Это связано с тем, что в технической литературе отсутствуют данные о стойкости режущих кромок вырубного инструмента для штамповки деталей полиуретаном. В этой связи кафедрой ПЛА и УКМ СГАУ проведен комплекс исследований по стойкости вырубного инструмента для раскроя листовых деталей давлением полиуретана и влиянию притупления режущих кромок инструмента на параметры качества вырубных деталей. В теоретических исследованиях использовалось конечно-элементное математическое моделирование с применением программного комплекса «ANSYS». Для математического описания процесса использовалась ранее разработанная авторами модель, в которой притупление режущих кромок учитывалось дискретно в пределах 0,01; 0,05; 0,1; 0,2 мм.

В численных расчетах производилось варьирование толщиной заготовки, уровнем давления разделения (применительно к различным способам раскроя листовых материалов давлением полиуретана), механическими свойствами материала заготовок (в пределах алюминиевых сплавов АД1М, АМцАМ, Д16АМ, АМг6М, Д16АТ).

По результатам численных исследований получены графические зависимости параметров качества вырубных деталей (угла скола и отклонения контура детали) от технологических факторов и от притупления режущих кромок вырубного инструмента (радиуса притупления). Анализ полученных зависимостей показал, что допустимое притупление режущих кромок вырубного инструмента, при котором обеспечиваются оптимальные значения параметров качества вырубных деталей, должно находиться в пределах 0,05...0,12 мм (в зависимости от прочности материала вырубных деталей). С превышением порогового значения радиуса притупления, от 0,15 до 0,25 мм, наблюдается резкое ухудшение параметров качества вырубных деталей. Как показали экспериментальные исследования, достижение допустимых значений радиуса притупления 0,12 мм, наблюдается при количестве изготовленных деталей от 300 до 500 штук. При большем количестве вырубленных деталей от 600 до 1000 шт радиус

притупления достигает значений 0,2...0,25 мм. Следовательно, требуется перешлифовка контактной поверхности вырубного инструмента. На основании проведенных исследований автором сформулированы дополнительные технологические рекомендации по раскрою листовых деталей давлением полиуретана.

### **ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА НАНЕСЕНИЯ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ МЕТОДОМ ГАЗОТЕРМИЧЕСКОГО ПЛАЗМЕННОГО НАПЫЛЕНИЯ**

**Е.К. Савич, В.И. Богданович,  
И.А. Докукина**

**bogdanovich@ssau.ru**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

Современная техника, эксплуатируемая в области экстремальных режимов воздействия внешних факторов, характеризуется использованием тугоплавких соединений (карбидов, боридов, нитридов, оксидов). Эти соединения обладают высокими показателями твердости, износостойкости, коррозионной стойкости, тугоплавкости и т.д., что дает им определенные преимущества. Однако, существуют технологические трудности изготовления из этих материалов различных деталей газотурбинных двигателей, так как они не обладают высокими прочностными свойствами.

Решением данной проблемы является использование тугоплавких соединений в виде покрытий.

Для создания таких покрытий наиболее широко применяется метод плазменного газотермического напыления. Для улучшения существующих технологических процессов напыления тугоплавких соединений необходимы не только разработка и экспериментальные исследования, но и создание моделей и методов их решения.

Разработана модель нагрева и плавления напыляемого порошкового материала в плазменной струе, а также модель покрытия, созданная в среде Femap with NX Nastran. С помощью данного программного продукта проведено моделирование процесса нагрева и плавления порошкового материала различной дисперсности.

Проведено исследование процесса формирования защитного покрытия, обладающего оптимальной структурой, в плане дальнейшего применения в составе деталей. Представлено обоснование параметров напыления с точки зрения получения требуемых характеристик прочности, пористости и микротвердости.

В результате исследований сформулированы требования к допустимым размерам напыляемых частиц.

Проведенные исследования степени проплавления частиц с использованием металлографических методов позволили получить технологические рекомендации по режимам нанесения теплозащитных плазменных покрытий на поверхность изделий.

## **ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ПРИ ПОСТАНОВКЕ ПОДКРЕПЛЯЮЩЕГО ЭЛЕМЕНТА В ОТВЕРСТИЕ КОНСТРУКЦИИ ИЗ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА DEFORM**

**Ю.А. Вашуков, З.И. Усманов**

**barvinok@ssau.ru**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

Соединение к силовым элементам и обеспечение местной прочности в местах крепления является одной из сложных задач, решаемых в процессе проектирования и изготовления конструкций из композиционных материалов (КМ). Одним из способов повышения несущей способности механического точечного соединения КМ является подкрепление стенок отверстий элементами в виде втулок и колец из однородных материалов, устанавливаемых между болтом и стенкой отверстия.

Разработанные способы подкрепления стенок отверстий в сплошных конструкциях из КМ, позволяют управлять полем контактных напряжений на границе, а также снизить концентрацию напряжений, на границе отверстия за счет перераспределения напряжений, повысить разрушающую нагрузку силовой точки на смятие, обеспечить стабильность осевой затяжки для болтового соединения. Проведенные ранее теоретические исследования позволили получить аналитические зависимости, определяющие влияние конструктивно-технологических параметров процесса постановки на деформированное состояние вкладыша, усилие его осадки, напряженное состояние по границе сопряжения в зоне силовой точки. При этом материал вкладыша принимался пластическим телом с нелинейным упрочнением, а листовая заготовка анизотропной средой, подчиняющейся обобщенному закону Гука.

Для экспериментального исследования процессов постановки вкладышей использовался программный комплекс DEFORM.

Программный комплекс DEFORM позволяет анализировать сложные взаимодействия нескольких деформируемых объектов с различными свойствами при различных процессах обработки металлов давлением. Это позволяет точно и адекватно моделировать процессы деформирования металла в условиях реального производства.

Анализ полученных результатов показал хорошую сходимость результатов с теоретическими данными. Результаты проведенных экспериментальных исследований позволят получить деформированное состояние материала вкладыша в процессе его постановки, что необходимо для разработки технологического процесса образования соединения.

## **ФОРМОВКА ЭЛАСТОМЕРОМ КРИВОЛИНЕЙНЫХ БОРТОВ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С НАЛОЖЕНИЕМ СТЕСНЕННОГО ИЗГИБА**

**В.Г. Кулаков, В.К. Моисеев, А.А. Шаров**

**moiseevvk@mail.ru**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

В летательных аппаратах (ЛА) значительную долю элементов конструкции составляют тонкостенные детали, полученные процессом гибки эластомерами из листового металла. Основными направлениями повышения качества гнутых из листа деталей явля-

ется снижение влияния эффекта пружинения за счет уменьшения зоны упругого ядра и уменьшение утонения листа в зоне радиуса гибо путем управления напряженно-деформированным состоянием материала в данной зоне, что достигается стесненным изгибом. Этот изгиб успешно реализован для длинномерных деталей прокаткой в жестком технологическом оснащении, а также для деталей небольших габаритов с прямолинейным в плане бортом, штампуемых с применением высоконагруженной эластичной среды. Реализация стесненного изгиба при штамповке эластичной средой деталей с криволинейными бортами сдерживается отсутствием методики проектирования техпроцесса и штамповой оснастки, основанной на соответствующих экспериментальных исследованиях и математическом моделировании.

Для разработки технологического процесса стесненного изгиба криволинейных бортов эластомером проведены комплексные исследования, включающие эксперименты, конечно-элементное моделирование и теоретический анализ. Полученные коррелирующие между собой данные позволяют рассчитать параметры технологического процесса и технологического оснащения.

Использование разработанной инженерной методики проектирования технологического процесса стесненного изгиба эластомером при штамповке листовых деталей с криволинейными бортами и средств его оснащения позволяет исключить утонение материала детали в радиусной зоне и уменьшить радиус гибо и угол пружинения борта и тем самым ликвидировать трудоемкую доводочную операцию и корректировку формблока по углу пружинения.

### **СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ПРОЦЕССА РАЗРАБОТКИ ТЕХНОЛОГИИ НАНЕСЕНИЯ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ НА ДЕТАЛИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**И.С. Димова, Е.К. Савич, И.А. Докукина**

**barvinok@ssau.ru**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

Для защиты поверхности деталей летательных аппаратов от высокотемпературной газовой коррозии, от повышенного износа поверхностей трения, пылевой или каплеударной эрозии широко применяются плазменные газотермические покрытия. Такое многофункциональное применение плазменных покрытий связано с возможностью использования в этом методе очень широкой номенклатуры напыляемых порошковых материалов и высокой технологичностью данного метода.

Разработка технологического процесса нанесения защитного покрытия из конкретного материала на заданную деталь является трудоемкой задачей, требующей проведения многочисленных исследований по выбору оптимального режима напыления, обеспечивающего формирование покрытия с высокими эксплуатационными характеристиками.

С целью совершенствования процесса разработки технологии нанесения защитных покрытий из различных материалов разработан специальный программный комплекс, позволяющий проводить моделирование процесса напыления покрытия. Программный комплекс позволяет рассчитать диапазон значений физических параметров плазменного потока, необходимых для формирования покрытия из данного напыляемого материала выбранной дисперсности.

С помощью данного программного комплекса проведено моделирование процесса нанесения защитного покрытия из порошка на основе карбида хрома заданной дис-

перности. Исследована структура образцов напыленного покрытия, пористость, адгезионная прочность и микротвердость. Исследования показали, что напыленное на рассчитанном режиме покрытие обладает высокими эксплуатационными свойствами. Структура покрытия равномерная и состоит из отдельных кластеров, сформированных при осаждении частиц напыляемого материала. Пористость покрытия составляет 3,3 %, адгезионная прочность 28 МПа, а микротвердость – 9,5...10 ГПа.

Таким образом, проведенные исследования позволили расчетным путем получить технологические параметры режима напыления, обеспечивающие высокие эксплуатационные свойства напыленного покрытия.

## **СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ПРОЦЕССА ДИФфуЗИОННОЙ СВАРКИ РАЗНОРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ**

**С.Ф. Демичев, Л.А. Наумов,  
Е.И. Нунгейзер**

**bogdanovich@ssau.ru**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

Развитие космической техники требует разработки новых материалов и составных конструкций, которые повышают эксплуатационные характеристики и надежность изделия. К таким материалам относятся никелевые, кобальтовые, титановые, алюминиевые сплавы, высокопрочные жаростойкие стали, композиционные материалы, керамики. Часто для решения практических задач соединения таких материалов применяется диффузионная сварка в вакууме. Основными стадиями диффузионной сварки являются: образование физического контакта, активация и схватывание, диффузионное объемное взаимодействие.

Сохранение и повышение физико-механических свойств после формирования соединения является важной задачей, решение которой связано с регулированием теплового воздействия и пластической деформации соединения, применением различных прослоек между соединяемыми элементами конструкции. На качество соединений влияют основные технологические факторы сварки: температура, давление, время, степень вакуума, подготовка поверхностей деталей и другие.

Исследованы и разработаны технологические процессы, оснастки для изготовления узлов и конструкций изделий ракетно-космической техники. Получены высокопрочные соединения сплавов на никелевой основе, титановых сплавов, сталей, неметаллических материалов (керамики, стекла) в одноименных и различных разноименных сочетаниях.

Уникальные технологические возможности метода диффузионной сварки в вакууме использованы при изготовлении биметаллического элемента узла крепления телескопа на борту летательного аппарата.

Биметаллические трубчатые сталь-алюминиевые переходники, выполненные с применением диффузионной сварки в вакууме, прошли полный комплекс испытаний.

Результаты исследований могут быть использованы в других отраслях промышленности.

### **РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ИЗМЕРЕНИЯ И МОНИТОРИНГА ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ НА ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ**

**Н.О. Демидова,  
Е.В. Еськина, И.А. Докукина**

**barvinok@ssau.ru**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

При эксплуатации авиационный двигатель подвергается влиянию большого числа разнообразных факторов, связанных как с состоянием окружающей среды, так и с параметрами, обусловленными особенностями использования двигателя. Сюда относятся такие параметры окружающей среды, как давление воздуха, температура, влажность, а также параметры потока, поступающего в двигатель, такие как неравномерность и нестационарность полей давлений и температуры, турбулентность и другие.

Влияние каждого фактора на эксплуатационные свойства двигателя может быть небольшим по величине, но при неблагоприятном стечении обстоятельств, когда влияние отдельных факторов действует в одном направлении, приходится сталкиваться с существенным ухудшением данных двигателя. В связи с этим важное значение приобрели вопросы точности оценок характеристик двигателя, потребовавшие более глубокого изучения влияния на его характеристики изменения атмосферных условий, а также внутренней аэродинамики стендов для наземных испытаний.

Для оценки технического состояния двигателя необходимо проведение комплексной оценки влияния всех перечисленных факторов. Для этого целесообразно введение комплексного критерия, позволяющего сравнивать состояние двигателя в разное время на разных режимах эксплуатации. Используя данные, полученные автоматизированной информационно-измерительной системой измерения, проводится расчет коэффициента технического состояния, а также анализ и сравнение ключевых параметров с эталонными характеристиками и результатами предыдущих измерений. Целью сравнения является определение влияния каждой составляющей на коэффициент технического состояния, их вариации и причины, вызывающие их.

Для оценки технического состояния двигателя разработана методика, в которой описаны процедуры проведения измерений всех необходимых параметров, регламентированы все действия и их порядок, условия проведения измерений, описан алгоритм вычисления промежуточных параметров и коэффициента технического состояния.

### **ФОРМООБРАЗОВАНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ТРУБОПРОВОДНЫХ СИСТЕМ ДАВЛЕНИЕМ ЭЛАСТИЧНОЙ СРЕДЫ**

**А.С. Масленникова,  
Е.Г. Громова, А.А. Шаров**

**pla.gromova@yandex.ru**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

В современном опытном и мелкосерийном производстве большая часть деталей из листовых и трубных заготовок производится путем штамповки эластичной средой, которая является одним из наиболее эффективных методов изготовления деталей. Основным достоинством данного процесса является упрощенная конструкция, сниженная металлоемкость оснастки и, соответственно, ее стоимость. Детали, изготовленные

методом штамповки эластичной средой, имеют высокое качество, поскольку поверхность деталей не имеет задигов, царапин и заусенцев. При изготовлении деталей из трубных заготовок в роли пуансона выступают стержни или шайбы из эластичной среды, поэтому необходимо изготовление только матрицы. Пуансоны универсальны, так как используются при штамповке различных деталей из трубных заготовок, близких по диаметру и разных по длине. Таким образом, штамповка с использованием эластомеров обладает широкими возможностями.

Разработана схема устройства для штамповки поперечных рифтов на трубах. Предлагаемое устройство может быть использовано для формовки рифтов на трубах различной длины. Разработанная схема позволяет повысить качество труб с рифтами за счет уменьшения и даже полной ликвидации утонения материала, за счет того, что в предлагаемой установке на штоке установлены подающая втулка из более твердого эластомера (полиуретана) с повышенным коэффициентом трения и деформирующая втулка с выемкой в зоне деформирования рифта. Дополнительная втулка, при рабочем ходе штока, подает трубу в зону деформирования рифта, опережая при этом процесс формообразования деформирующей втулкой. Данный способ позволяет уменьшить утонение материала в зоне рифта, что повышает прочность, надежность и ресурс деталей. Для расширения технологических возможностей и повышения эффективности процесса образования рифтов на трубах с использованием полиуретана, предполагается провести исследования влияния конструктивно-технологических параметров процесса на качество получаемых деталей, изучить напряженно-деформированное состояние материала заготовки и эластичного инструмента в зоне образования рифта на различных стадиях процесса, определить предельные параметры процесса.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ШТАМПОВКИ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ДАВЛЕНИЕМ ЭЛАСТИЧНОЙ СРЕДЫ**

**Е.Г. Громова, А.С. Масленникова**

**[pla.gromova@yandex.ru](mailto:pla.gromova@yandex.ru)**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

Значительную долю изделий, выпускаемых предприятиями аэрокосмической отрасли, составляют листовые детали небольших габаритов, изготавливаемых вырубкой-пробивкой. Опытное и мелкосерийное производства характеризуются частой сменяемостью изделий и сжатыми сроками подготовки производства. Поэтому штамповка деталей эластичной средой наиболее применима для данных типов производства. На производстве не всегда имеется прессовое оборудование требуемой мощности для реализации штамповки деталей эластичной средой. В таких случаях выгодными становятся ротационные способы формообразования, которые характеризуются низкой энергоемкостью, высокой производительностью и малыми затратами на производственные площади для размещения оборудования.

В целях эффективного использования принципа последовательного выполнения формообразующих операций разработана схема специализированной установки для группового раскроя листовых материалов. Для определения оптимальных конструктивно-технологических параметров установки проведен ряд исследований возможностей процесса ротационного раскроя. В результате проведенных исследований установлен характер изменения геометрической формы эластичной пластины, определен уровень нормального давления эластичной среды в зоне ее контакта с криволинейной оправкой и заготовкой. Определено оптимальное сочетание конструктив-

но-технологических факторов, при которых достигается рациональная ширина зоны равномерного давления эластичной среды (40...50 мм) и уровень рабочего давления в ней (100...140 МПа), достаточные для реализации разделительного процесса. Анализ результатов исследований позволил сформулировать требования к проектированию эластичной пластины и элементов штамповой оснастки, установить оптимальные режимы нагружения эластомера и построить осредненные диаграммы нормального контактного давления эластичной среды по всей площади контакта в зоне ее активного взаимодействия с заготовкой.

### **ДИФфуЗИОННАЯ СВАРКА В ВАКУУМЕ РАЗНОРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ ПОНИЖЕННОМ ТЕПЛОВЛОЖЕНИИ**

**С.Ф. Демичев, Л.А. Наумов**

**bogdanovich@ssau.ru**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

Важной задачей в аэрокосмической и других отраслях промышленности является изготовление биметаллических соединений. Эффективный способ получения высокопрочных соединений разнородных материалов – диффузионная сварка в вакууме (ДСВ). При сварке ряда биметаллических соединений разнородных сочетаний материалов возникает задача снижения теплового воздействия на соединение. Одним из путей ее решения является рациональное использование механического канала активации сварочного процесса.

Исследованы особенности диффузионной сварки встык деталей цилиндрической формы из разнородных материалов с резко отличающимися физико-механическими свойствами с применением локального индукционного нагрева. В этих условиях происходит деформация детали из менее прочного материала, деталь из твердого материала не претерпевает макропластической деформации. Показано, что в процессе сварки в стыке с увеличением степени локализации объемной (макропластической) деформации развивается контактная деформация, возникает трение.

Проведен анализ процесса деформирования рассматриваемых соединений в условиях ДСВ на модели, представляющей исследуемый процесс как осадку нагретого участка «мягкой» детали – цилиндра – между жесткими элементами соединения: его более холодной частью и твердой деталью. Полученные сведения показывают, что на формирование сварных соединений оказывает влияние фактор формы зоны деформации – отношение диаметра соединения к длине его деформируемого участка. С ростом величины фактора формы растет работа сил контактного трения. Рациональное использование энергии, обусловленной контактным трением, позволяет существенно снизить на 50...120К уровень теплового воздействия на сварное соединение.

Разработаны и апробированы технологические приемы регулирования фактора формы, основанные а) на изменении осевого градиента температуры в детали из менее жаропрочного материала; б) механическом ограничении протяженности ее пластически деформируемого участка посредством применения жестких оправок и увеличения жесткости удаленного от свариваемого стыка участка детали из пластичного материала за счет технологического припуска. Результаты исследований использованы при диффузионной сварке в вакууме ряда биметаллических соединений – жаропрочных никелевых сплавов со сталями, медных и алюминиевых сплавов и др.



## **КОНСТРУКТОРСКО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ОТРАБОТКА МОНТАЖА ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ПОДАЧИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ НА ЭЛЕКТРОННОМ МАКЕТЕ ИЗДЕЛИЯ**

**Е.А. Зотов, К.В. Небога,  
О.В. Ломовской**

**west0506@rambler.ru**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

Отработка конструктивных решений на технологичность параллельно с проектированием пневмогидравлических средств подачи (ПГСП) ракеты-носителя (РН) является одним из инструментов повышения качества монтажно-сборочных работ, сокращения цикла сборки РН, что в свою очередь способствует росту конкурентоспособности разрабатываемой ракетно-космической техники (РКТ).

Конструкторско-технологическая отработка пневмогидравлических систем на физических макетах не обеспечивает необходимой точности увязки всех элементов и в значительной мере увеличивает цикл и трудоемкость подготовительных и монтажно-сборочных работ, усложняет организационную структуру подготовительного производства, систему мониторинга и управления качеством.

Средства САD-систем позволяют выполнить процедуры электронной компоновки ПГСП в контексте модели конструкции отсеков и частично учитывать при этом ряд конструктивных, технологических и эксплуатационных требований. Поэтому разработку новых изделий РКТ предпочтительно осуществлять в среде цифровых информационных технологий, базирующихся на концепции CALS (ИПИ-технологии). Отдельные элементы современных информационных технологий уже созданы и частично внедрены в ракетостроении. Например, технология изготовления трубопроводов ПГС гибкой на станках с ЧПУ, методы и средства контроля (координатно-измерительные системы контактного и бесконтактного действия), методы сборки с использованием лазерного оборудования, а также организация электронного документооборота с использованием PDM - систем. Цифровые технологии позволяют изменить не только методы и средства конструкторско-технологического проектирования, но и оказывают существенное влияние на организационную структуру производства и систему менеджмента качества на этапе технической подготовки производства.

В работе описан процесс разработки монтажа ПГСП как составной части электронного макета. Такой подход позволяет обеспечить связь с разработчиками других участков систем при компоновке, а также установить ассоциативные связи с базами данных типовых технологий и базами данных типового технологического оснащения заготовительного, механического, сборочно-сварочного производств. При этом возможна параллельная конструкторско-технологическая отработка монтажа, что позволит сократить цикл постановки изделия на производство.

### **СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И РАКЕТОНОСИТЕЛЕЙ СЕМЕЙСТВА «СОЮЗ» С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВАКУУМНЫХ МЕТОДОВ НАНЕСЕНИЯ ПОКРЫТИЯ**

**К.В. Небога, М.Г. Гиорбелидзе,  
Е.А. Зотов**

**neboga@samspace.ru**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

В современном производстве РЭА специального назначения важная роль в обеспечении надежности их работы при воздействии различных климатических факторов принадлежит методам влагозащиты. Для электронных модулей до третьего поколения РЭА включительно существующие лаковые материалы на основе эпоксидных, уретановых и силиконовых связующих в основном соответствовали требованиям обеспечения влагозащиты и попаданию на печатные узлы посторонних предметов, которые могут привести к короткому замыканию и, как следствие, выводу из строя печатного узла. Однако с появлением современной высокоинтегрированной элементной базы области применения традиционных лаков резко сократились, вплоть до полного отказа от их применения. Увеличение насыщенности радиоэлементами, в том числе бескорпусными, применение безвыводных пассивных и активных компонентов, новых миниатюрных мощных микросхем с большим количеством выводов, монтируемых на печатные платы с шагом меньше 0,625 мм, а также использование миниатюрных многоконтактных соединений приводят к необходимости использовать новые принципы защиты изделий. Данную проблему отчетливо видно в оптико-электронных преобразователях, используемых в бортовой аппаратуре систем дистанционного зондирования земли.

Уникальным способом обеспечения надежной защиты электронных устройств различного назначения является технология нанесения полимерных покрытий из газовой фазы в вакууме. Покрытия, получаемые вакуумным осаждением, имеют существенное отличие по структуре и свойствам от покрытий, получаемых из жидких сред, и реализуют свои защитные свойства при толщине 8...12 мкм, в то время как толщина лакокрасочного покрытия, например лака УР-231, составляет 80 мкм и более. Основными преимуществами полимерных покрытий являются высокие электроизоляционные свойства, низкая газо- и влагопроницаемость, возможность формирования покрытия при нормальных температурах, однородность покрытия по толщине на изделиях сложной конфигурации, отсутствие токсичности. Наиболее хорошо изученными, но не в полной мере применяемыми в РКО, являются поли-параксилиленовые покрытия, получаемые вакуумной полимеризацией из циклоди-п-ксилиленов. При нанесении данного вида покрытия обеспечивается защита непосредственно каждого элемента конструкции, в том числе полупроводниковых приборов, резисторов, конденсаторов и т.д., что в 3-5 раз повышает влагоустойчивость изделия в целом, а в ряде случаев может быть исключена общая герметизация изделия в корпусе, что существенно снизит себестоимость изделия и время на его изготовление.

## **МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ПЛАВЛЕНИЯ ШАРОВОЙ ЧАСТИЦЫ**

**М.Г. Гиорбелидзе,  
М.А. Красков, Е.К. Савич**

**MikhailGiorbelidze@mail.ru**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

Необходимость решения задачи нагрева и плавления шаровых частиц возникает при разработке технологических режимов в технологии селективного лазерного спекания, технологии плазменного напыления покрытий из порошковых материалов, в порошковой металлургии и при решении ряда других прикладных задач. Задача относится к так называемой проблеме Стефана и из-за своей сложности имеет только приближенные решения, среди которых самым известным является решение Л.С. Лейбензона (1931 г.), которое активно используется и в настоящее время.

В работе представлено решение задачи, полученное методом дифференциальных рядов, которое показало, что используемые приближенные решения дают хорошее приближение только для начальной стадии плавления. В связи с этим, погрешности в определении полного времени расплавления частицы могут достигать сотен процентов.

Установлено, что полное время расплавления шаровой частицы, например при постоянной температуре внешней среды, определяется соотношением, связывающим между собой критерий Био, коэффициент конвективного теплообмена, коэффициент теплопроводности, радиус частицы, температура плавления материала частицы, температура источника нагрева, критерий Стефана и скрытую теплоту фазового перехода материала из твердой в жидкую фазу.

Полученные результаты позволяют решать задачи нагрева и проплавления частиц порошкового материала в плазменной струе при нанесении газотермических покрытий, а также при проплавлении частиц в технологии селективного лазерного спекания.

## **РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОВЕДЕНИЯ УСКОРЕННЫХ ИСПЫТАНИЙ НА БЕЗОТКАЗНОСТЬ ПРИ ДЛИТЕЛЬНОМ ФУНКЦИОНИРОВАНИИ ТОНКОПЛЕНОЧНЫХ ЭЛЕКТРОНАГРЕВАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**В.И. Богданович, М.Г. Гиорбелидзе,  
К.В. Небога**

**MikhailGiorbelidze@mail.ru**

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

Безотказность тонкопленочных электронагревателей (ПЭН), активно применяющихся в космических аппаратах, в общем случае определяется надежностью элементов, которые входят в его состав. Эти элементы находятся под воздействием внешних факторов – повышенная температура, электрические напряжения, механические вибрации и внешние факторы космической среды. Эти внешние факторы приводят к ускорению термофлуктуационных процессов в материалах, которые приводят к разрыву химических связей в материалах, диффузионным процессам, процессам накопления микроповреждений и процессам старения. Основным активирующим фактором, ускоряющим протекание перечисленных процессов, является температура изделия. В связи с этим, актуальной проблемой является отсутствие методики ускоренных испытаний на

безотказность при длительном функционировании тонкопленочных электронагревателей системы обеспечения теплового режима космических аппаратов.

Решение указанной проблемы заключается в разработке новой методики, близкой к существующим методам ускоренной оценки нагревостойкости электрической изоляции, которая проводится за счет испытания ПЭН на ресурс при повышенных температурах. На основе экспериментальных данных по отказам тонкопленочных электронагревателей при повышенных электрических напряжениях и расчетов по полученным теоретическим соотношениям разработана физическая модель потери работоспособности при длительном функционировании и получено аналитическое соотношение, связывающее ресурс ПЭНа с температурой его эксплуатации.

Опираясь на имеющиеся литературные данные о параметрах уравнения ресурс–температура эксплуатации для различных классов нагревостойкости материалов, получены оценочные данные по ресурсу безотказной работы ПЭН при различных температурах, определены сроки испытаний для различных температур, разработана методика экспериментального определения параметров этого уравнения и определен коэффициент ускорения испытаний для различных условий. По результатам проведенных исследований разработана методика ускоренных испытаний ПЭН на безотказность при длительном функционировании. Проведены экспериментальные исследования, разработана стратегия и определены режимы испытаний. Получен и экспериментально подтвержден коэффициент ускорения испытаний и методом ускоренных испытаний (наработка 1290 ч, коэффициент ускорения испытаний 32,7) подтверждена наработка безотказной работы изделия с покрытием, которая составила 42183 ч.

### **ИМПОРТОЗАМЕЩАЮЩИЕ ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА РАСХОДНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ГИДРОСТРУЙНОГО ОБОРУДОВАНИЯ, ПРИМЕНЯЕМОГО ДЛЯ ОБРАБОТКИ МАТЕРИАЛОВ РКТ**

**А.Л. Галиновский,  
А.В. Герасимова, А.А. Вдовин**

**galcomputer@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Проведенный анализ показал, что после абразивного материала одними из затратных и технологически важных расходных элементов установок для гидроабразивной резки (ГАР) материалов являются фокусирующие и гидросопла. В настоящее время данные элементы используются импортного производства и не имеют отечественных аналогов. Актуализация вопросов импортозамещения выводит тему создания отечественных аналогов данных расходных материалов на первый по значимости уровень.

На сегодняшний день в качестве основного материала для гидросопел используются искусственные сапфиры и рубины. Учитывая имеющийся опыт каф. СМ-12 по обработке и диагностике качества искусственных алмазов, а также опыт компании «Евровол» в производстве фильер была предпринята попытка изготовления гидросопел из монокристалла алмаза. Установка и эксплуатация в тестовом режиме полученного экспериментального образца на установке для ГАР показала свою эффективность. Вместе с тем в настоящее время решается ряд научных задач, которые будут способствовать повышению эффективности ГАР, снижению себестоимости обслуживания, продлению сроков службы расходных элементов гидрооборудования.

Прежде всего, это задача численного моделирования течения ультраструи жидкости через гидросопло с целью оптимизации его геометрических параметров по критерию обеспечения максимальной скорости движения ультраструи на его срезе. Вторая задача состоит в адаптации разработанной на кафедре СМ-12 методики ультраструйной диагностики для оценки качества и эксплуатационных характеристик материалов гидросопел. Их решение позволит создать технологический цикл производства и контроля качества гидросопел с повышенными эксплуатационными характеристиками.



## **МОДИФИКАЦИЯ ФУНКЦИЙ СЕРДЕЧНО-СОСУДИСТОЙ СИСТЕМЫ ЗДОРОВОГО ЧЕЛОВЕКА ПОСЛЕ 21-СУТОЧНОЙ АНТИОРТОСТАТИЧЕСКОЙ ГИПОКИНЕЗИИ НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ПРОТЕОМА МОЧИ**

**А.Г. Бржозовский<sup>1</sup>, Л.Х. Пастушкова<sup>1</sup>, М.А. Кусто<sup>2</sup>, А.С. Кононихин<sup>1,4</sup>,  
Л.Е. Дмитриева<sup>4</sup>, И.В. Доброхотов<sup>1</sup>  
Е.С. Тийс<sup>4</sup>, И.М. Ларина<sup>1</sup>**

**barjik@mail.ru**

<sup>1</sup>Государственный научный центр Российской Федерации – Институт медико-биологических проблем РАН, Москва;

<sup>2</sup>Angers University, Angers, France;

<sup>3</sup>Институт энергетических проблем химической физики РАН;

<sup>4</sup>Федеральное государственное бюджетное научное учреждение - Федеральный исследовательский центр Институт цитологии и генетики Сибирского отделения РАН

В данной работе проводилось изучение влияния наземной экспериментальной модели – антиортостатической гипокинезии (АНОГ) на сердечно-сосудистую систему здоровых добровольцев, с точки зрения молекулярной и системной биологии. В эксперименте с 21-сут АНОГ участвовали 8 здоровых молодых мужчин в возрасте от 20 до 44 лет. Исследования проводились в контролируемых условиях жизнедеятельности добровольцев и были выполнены на базе исследовательского центра MEDES во Франции, Тулуза. Обследованная группа не подвергалась никаким дополнительным воздействиям. Протокол эксперимента соответствовал Хельсинкской декларации и был одобрен этическим комитетом MEDES. Все процедуры и риски, связанные с проведением эксперимента были объяснены испытуемым, которые дали свое письменное согласие на его проведение. Для проведения протеомного анализа у испытуемых собиралась ежедневно моча за семь дней до начала эксперимента, на 5, 16, 21 сутки АНОГ, также на 1, 3 и 6 день периода реадaptации. 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 хроматографа Agilent 1100 и гибридного масс-спектрометра LTQ-FT Ultra – масс-спектрометра ионного циклотронного резонанса, совмещенного с линейной квадрупольной ионной ловушкой, использующейся для накопления ионов и измерения спектров столкновительно индуцированной фрагментации (MS/MS) ионов. Для хроматографии использовали колонку с обращенной фазой ReproSil-Pur C18 (диаметр частиц 3 мкм, диаметр пор 100 Å), изготовленную с использованием капилляра - эммитера. Масс-спектрометрический анализ фракций пептидов осуществлялся при помощи программы Xcalibur. Список из точных масс пептидов и масс их фрагментов использовали для поиска и идентификации белков по базе данных IPI-human при помощи программы Mascot. Для определения молекулярных функций, биологических процессов и клеточных компонент как источников/локусов функционирования определенных белков использовалась база данных

UniProt-GOA. Построение сетей ассоциативных взаимодействий проводилось с помощью программы BiNGO. В результате из 221 выявленных во время 21-сут АНОГ белков, четырнадцать принимают участие в осуществлении функций сердечно-сосудистой системы. Проанализировав биологические функции данных белков, мы сделали вывод, что в начальном периоде эксперимента активируются процессы, играющие роль в мужской фертильности, свертывании крови, протеолизе, фибринолизе, регуляции клеточной адгезии, поддержании гомеостаза. Дальше активируются процессы, связанные с протеолизом и обменом олигосахаридов. В ходе восстановления происходит активация белков, связанных с метаболизмом коллагена, а затем – с системой комплемента. Позднее усиливаются процессы, обеспечивающие взаимодействие клеток сосудистой стенки друг с другом, процессы восстановления в местах адгезивных межклеточных контактов, а также связанные с актиновым цитоскелетом.

### **ВЛИЯНИЕ ФАКТОРОВ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА НА ПРОГЕНИТОРНЫЕ ГЕМОПОЭТИЧЕСКИЕ КЛЕТКИ КОСТНОГО МОЗГА БОЛЬШЕБЕРЦОВОЙ КОСТИ МЫШЕЙ C57/BL/6 ПОСЛЕ 30-СУТОЧНОГО ПОЛЕТА НА БИОСПУТНИКЕ «БИОН-М» № 1**

**Е.А. Маркина, Е.В. Сотнезова**

**goncharova-tim@list.ru**

Государственный научный центр Российской Федерации – Институт медико-биологических проблем РАН, Москва

Исследования, проводимые на биоспутниках, позволяют более полно понять изменения, возникающие в живых организмах при действии факторов космического полета. Костномозговые клетки-предшественники обеспечивают гемопоэз и гомеостаз костной ткани, от их состояния зависит адаптация организма к условиям космического полета и последующему возвращению действия земной гравитации.

Исследование было проведено в рамках программы биоспутника «Бион-М» №1 на самцах мышей линии C57/BL/6 из следующих групп: полет (П) - животные после 30 суток полета на биоспутнике по околоземной орбите (5 мышей), контроль к полету (ВК) (n = 8), восстановление после полета (П-в) (n = 5), контроль к восстановлению после полета (ВК-в) (n = 6). При статистической обработке результатов данные групп ВК и ВК-в были объединены (ВК).

Из большеберцовой кости животных получали суспензию ядросодержащих клеток костного мозга по общепринятой методике. В работе использовались клетки первичной культуры. Для определения миелоидных колоний гемопоэтических предшественников из костного мозга использовалась селективная среда MethoCultGFM3434. Рекомендуемая плотность посадки 2\*10<sup>4</sup> кл/на чашку Петри 35Ø. Классификацию колоний проводили исходя из морфологии колоний, используя световой фазово-контрастный микроскоп (увеличение 200).

Анализируя полученные данные, можно сказать, что факторы космического полета не повлияли на общее число и соотношение уни- и мультипотентных гемопоэтических колоний. Число эритробластических бурсообразующих единиц после космического полета было достоверно меньше чем в контроле. После периода 7-дневной реадaptации наблюдалось увеличение доли унипотентных колоний, а также доли гранулоцитарных колониобразующих единиц. Число эритробластических бурсообразующих единиц увеличилось по сравнению со значениями после полета, но не достигло контрольных значений.

Таким образом, факторы космического полета оказывают негативное влияние на эритропоэз. Дифференцировочный потенциал гемальных предшественников не изменился. После периода реадaptации происходило неполное восстановление эритропоэза с усилением гранулоцитопоэза.

Работа выполнена по плану фундаментальных исследований ГНЦ РФ-ИМБП РАН и частичной поддержке гранта НШ-371.2014.04.

## **СОДЕРЖАНИЕ ЦИТОСКЕЛЕТНЫХ БЕЛКОВ В ООЦИТАХ ТРЕТЬЕГО ПОКОЛЕНИЯ ПЛОДОВОЙ МУШКИ *DROSOPHILA MELANOGASTER*, ПОЛУЧЕННЫХ ПОСЛЕ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА**

**М.С. Куприянова<sup>1,2</sup>, М.А. Усик<sup>1,2</sup>, А.С. Покусаев<sup>1</sup>,  
Ю.С. Жданкина<sup>2</sup>, И.В. Огнева<sup>1,2</sup> [iogneva@yandex.ru](mailto:iogneva@yandex.ru)**

<sup>1</sup>Государственный научный центр Российской Федерации – Институт медико-биологических проблем РАН, Москва;

<sup>2</sup>Первый МГМУ им. И.М. Сеченова.

Как и любая механическая система во внешнем поле, клетка, в том числе и ооцит, находится в напряженном (с механической точки зрения) состоянии. Она формирует структуру и внутреннее механическое напряжение в соответствии с вектором и амплитудой внешней силы. Изменение внешнего воздействия (его вектора, амплитуды) закономерно приведет к изменению механического напряжения в клетке и возникновению деформаций. Уровень значимости, последствия этих деформаций для жизнедеятельности клетки будут зависеть от собственных механических характеристик клетки и чувствительности ее механосенсоров.

В условиях космического полета достаточно сложно проверить гипотезу о влиянии гравитации на раннее развитие, что связано с особенностями оогенеза. Одна яйцеклетка соединяет три поколения, поэтому совершенно необходимо получать третье и четвертое поколение в условиях микрогравитации, чтобы понять роль силы тяжести в формировании эмбриона. Поэтому дрозофила, с ее очень коротким жизненным циклом, является удачным объектом для подобного рода исследований.

После 44,5-суточного полета космического аппарата «Фотон-М» №4 (Россия, 2014), на борту которого находились плодовые мушки *Drosophila melanogaster* линии Canton S, были получены личинки третьей стадии развития третьего поколения. Далее, в условиях лаборатории получили пятое поколение мух, у которых на второй день после вылета извлекали яичники.

Методом ПЦР в реальном времени и вестерн-блоттинга определяли содержание цитоскелетных белков и мРНК кодирующих их генов.

Полученные результаты свидетельствуют о том, что в ооцитах мух третьего поколения, полученных после космического полета, имеют место изменения в уровне экспрессии цитоскелетных генов и в содержании соответствующих белков, направленные в сторону снижения по сравнению с контролем.

Работа поддержана Программой фундаментальных исследований ГНЦ РФ – ИМБП РАН, Программой Президиума РАН «Молекулярная и клеточная биология».

## ВЛИЯНИЕ ВВЕДЕНИЯ ФОСФАТИДИЛХОЛИНОВ НА СОСТОЯНИЕ КОРТИКАЛЬНОГО ЦИТОСКЕЛЕТА МЫШЕЧНЫХ ВОЛОКОН У КРЫС ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ГРАВИТАЦИОННОЙ РАЗГРУЗКИ

Н.С. Бирюков<sup>1,2</sup>, М.В. Максимова<sup>1</sup>,  
Огнева И.В.<sup>1,3</sup>

biryukovns@gmail.com  
ogneva@yandex.ru

<sup>1</sup>Государственный научный центр Российской Федерации – Институт медико-биологических проблем РАН, Москва;

<sup>2</sup>Московский физико-технический институт;

<sup>3</sup>Первый МГМУ им. И.М. Сеченова.

Пребывание в условиях невесомости приводит к негативным последствиям для различных органов и тканей как у человека, так и у других организмов, например у грызунов. Особенно подвержены негативному действию невесомости скелетные мышцы, как специализированный орган, обеспечивающий поддержание позы и выполнение двигательных функций.

Для моделирования эффектов гравитационной разгрузки у животных в условиях наземного эксперимента используется антиортостатическое вывешивание, при котором задние конечности животного оказываются переориентированы в поле силы тяжести. В соответствии с результатами, полученными нами ранее, можно предположить, что подмембранный цитоскелет воспринимает изменение внешнего механического поля клетки и соответственно перестраивается, адаптируясь к новым механическим условиям. Как пространственную структуру, кортикальный цитоскелет можно представить трехмерной решеткой из белковых актиновых филаментов, связанных в узлах между собой и с другими компартментами специфическими белками-связками.

Среди множества молекул, связывающих актиновые филаменты, интерес представляют два высокомолекулярных белка: альфа-актинин-1 и альфа-актинин-4. Мы предложили гипотезу о диссоциации от кортикального цитоскелета разных белков из данной пары при снижении и повышении внешней механической нагрузки и последующей реорганизации актинового цитоскелета. В рамках этого предположения наибольший интерес представляет альфа-актинин-4, в виду его способности проникать в ядро и участвовать в регуляции экспрессии собственного гена.

Можно предположить, что увеличение содержания ненасыщенных жирных кислот в мембранах клеток может привести к структурным изменениям кортикального цитоскелета и, как следствие, к уменьшению вероятности диссоциации альфа-актинина-4 от кортикального цитоскелета волокон камбаловидной мышцы крыс при антиортостатическом вывешивании.

Работа поддержана Программой фундаментальных исследований ГНЦ РФ – ИМБП РАН, Программой Президиума РАН «Молекулярная и клеточная биология».



## ОСОБЕННОСТИ ИММУННОГО СТАТУСА ПРИ ХРОНИЧЕСКОЙ ВЕНОЗНОЙ НЕДОСТАТОЧНОСТИ

И.М. Васильев<sup>1</sup>, А.В. Муранова<sup>2</sup>, С.А. Калинин<sup>2</sup>,  
С.А. Пономарев<sup>2</sup>, Л.И. Богданец<sup>1</sup> mdivas@mail.ru

<sup>1</sup>Кафедра факультетской хирургии №1 л/ф им. С.И. Спасокукоцкого Российского национального исследовательского медицинского университета им. Н.И. Пирогова, Москва;

<sup>2</sup>Государственный научный центр Российской Федерации - Институт медико-биологических проблем РАН.

Исследования венозной гемодинамики нижних конечностей космонавтов при воздействии факторов космического полета показали, что в невесомости существенно уменьшается периферическое сопротивление сосудистой сети, происходит увеличение минутного объема крови, повышение емкости венозной системы, а также увеличение ее растяжимости (Фомина Г.А., Котовская А.Р., 2008, 2013). Данные изменения встречаются у пациентов страдающих варикозной болезнью вен нижних конечностей (ВБВНК), наиболее тяжелым проявлением которой являются трофические язвы (ВТЯ). В последнее время практический интерес вызывают изменения иммунного статуса у данных групп обследуемых в связи с наличием у них общих факторов влияния на венозную систему нижних конечностей.

Целью данной работы являлось изучение особенностей системного иммунитета у пациентов с хронической венозной недостаточностью.

Были проведены исследования иммунного статуса у 55 больных с ВБВНК С-3, 4, 6 клинических классов по классификации CEAP, находившихся на лечении во флебологическом центре ГКБ №1 им Н.И. Пирогова, и у 32 практически здоровых лиц.

Оценку относительного и абсолютного количества лимфоцитов в периферической крови, экспрессирующих на своей поверхности антигены CD3, CD4, CD8, CD19, CD11b, CD16, CD25, CD45RO, CD45R0, CD56, и определение содержания ЕК-, Т- и В-лимфоцитов, экспрессирующих ранний активационный маркер CD69, в нестимулированных и стимулированных интерлейкином 2 (ИЛ-2, Sigma), митогеном лаконоса (МЛ, Sigma), фитогемагглютинином (ФГА, Sigma), а также стимулированных мелатонином (Sigma), соответственно, выполняли мультипараметрическим методом иммунофлюоресцентного анализа с использованием панели моноклональных антител фирмы eBioscience (США). Учет результатов исследований проводили на цитофлуориметре FACSCalibur (Becton Dickinson, США) по программам Simulset и CellQuest. При обработке массива первичных данных была использована программа статистического анализа Statistica for Windows v. 5.1 (StatSoft, Inc.).

Результаты исследований показали, что у больных с ВТЯ (С6 класс по CEAP) по сравнению с изученными показателями практически здоровых лиц и больных варикозной болезнью С3, 4 классов наблюдались признаки активации Т-звена адаптивного иммунитета, выразившиеся в существенном повышении содержания в периферической крови Т-лимфоцитов, несущих активационный маркер CD25. Можно предположить, что повышение уровня активированных *in vivo* Т-клеток является следствием повреждения тканей и внедрения неспецифической микробной флоры. У больных с ВТЯ также отмечено увеличение экспрессии маркера CD69 на В-лимфоцитах в ответ на моделируемую антигенную нагрузку в культурах клеток *in vitro*.

### ОСОБЕННОСТИ АДАПТАЦИИ ДНЕВНЫХ УКРАШЕННЫХ ГЕККОНОВ *PHELSUMA ORNATA* К УСЛОВИЯМ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОГО ОРБИТАЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

В.И. Гулимова<sup>1</sup>,

[gulimova@yandex.ru](mailto:gulimova@yandex.ru)

Р.К. Бердиев<sup>2</sup>, В.М. Барабанов<sup>1</sup>, С.В. Савельев<sup>1</sup>

<sup>1</sup> ФГБНУ НИИ морфологии человека, Москва;

<sup>2</sup> Учебно-научный центр реабилитации диких животных Биологического факультета МГУ им. М.В. Ломоносова.

Гекконы являются уникальным модельным объектом для космических исследований благодаря способности прикрепляться к поверхностям, избегая состояния флотации в невесомости. Ранее нами были успешно проведены опыты с хрящепалыми гекконами (*Chondrodactylus turneri*) в 12-, 16- и 30-суточном космическом полете на непилотируемых космических аппаратах (НКА) серий «ФОТОН» и «БИОН». Однако для 60-суточного эксперимента на НКА «ФОТОН-М4» мы выбрали украшенных фельзум (*Phelsuma ornata*). Во-первых, потому что хрящепалым гекконам в качестве корма необходимы живые насекомые, а фельзумы могут питаться пастообразным кормом, что существенно облегчает их жизнеобеспечение. Во-вторых, фельзумы, в отличие от хрящепалых гекконов, не зарывают отложенные яйца в субстрат, а прикрепляют к поверхностям. Исходя из этого, был запланирован эксперимент, предполагавший возможность исследовать биологию, поведение, размножение и раннее развитие гекконов в невесомости.

Гекконы из полетной группы (1 самец и 4 самки) находились на борту НКА в течение 44,5 суток вместо запланированных 60-ти. По техническим причинам полет был прерван, размножение гекконов осуществить не удалось, все животные погибли, однако сохранились видеозаписи, по которым можно анализировать поведение фельзум и их попытки адаптироваться к условиям орбитального эксперимента.

Фельзумы в невесомости оказались очень чувствительны к разным поверхностям для адгезии. Они хорошо удерживались на поверхностях из дуба и потолке из оргстекла, но с большим трудом прикреплялись к текстолитовому полу. В результате их среда обитания оказалась существенно ограниченной, а жизненно важная зона – пол с кормушками, поилкой и зонами обогрева – крайне труднодоступной. Также выяснилось, что фельзумы хуже хрящепалых гекконов контролируют адгезивность лап при движении. Гекконы были малоподвижны и держались рассредоточено, редко контактируя друг с другом. С другой стороны, фельзумы даже в первые минуты невесомости могли двигаться прыжками, точно соизмеряя силу толчка с расстоянием до цели, и надежно фиксироваться в конечной точке. Возможно, в отличие от хрящепалых гекконов, фельзумы в невесомости не испытывали пространственной дезориентации. Однако они оказались менее способными к маневрированию и управлению телом в воздухе при флотации. По ходу полета активность животных постепенно снижалась. При этом окраска гекконов оставалась в пределах нормы, что косвенно говорит об отсутствии стресса. Наиболее активным был самец. Характер его передвижений говорит о постепенной адаптации к условиям невесомости. Отмечено 8 подходов самца к поилке и 2 – к кормушке. Из самок только для одной был зарегистрирован один удачный подход к поилке, подходов к кормушке отмечено не было. За время видеорегистрации в невесомости выявлен только один случай кратковременного нахождения самки №5

на зоне обогрева, в то время как в предстартовый день и в отложенном синхронном контроле гекконы регулярно грелись.

Мы предполагаем, что основным условием успешной адаптации хрящепалых гекконов к условиям невесомости послужила способность нервной системы компенсировать некорректную информацию, поступающую от вестибулярного анализатора, тактильными и зрительными сигналами. По-видимому, нервная система фельзум украшенных оказалась более консервативной. Проверка данной гипотезы важна для оценки роли гравитации в эволюции наземных позвоночных, а полученные данные могут быть использованы для подготовки и обеспечения длительных космических полетов.

## ГЕПАРИНПРОДУЦИРУЮЩАЯ АКТИВНОСТЬ ТУЧНЫХ КЛЕТОК ПЕЧЕНИ МОНГОЛЬСКИХ ПЕСЧАНОК ПОСЛЕ 12-СУТОЧНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

Д.А. Атякшин,  
Э.Г. Быков

earth-mars38@yandex.ru

ГБОУ ВПО Воронежский государственный медицинский университет имени Н.Н.Бурденко Минздрава РФ, Воронеж;  
НИИ экспериментальной биологии и медицины.

Гепарин тучных клеток – природный биополимер класса кислых гликозаминогликанов, относящийся к группе тканеспецифических гистогормонов широкого спектра и являющийся универсальным регулятором различных биологических процессов, в т.ч. для обеспечения адаптивных реакций организма (Кондашевская М.В., 2010). Гепарин является основным системообразующим компонентом матрикса гранул тучных клеток (ТК). Поскольку ТК в настоящее время считаются главным источником гепарина в межклеточном веществе различных тканей (Henningsson F., Ledin J., Lunderius S. et al., 2002), они являются важной мишенью для исследований в космической биологии. Однако к настоящему времени известны лишь единичные эксперименты по изучению ТК млекопитающих, вернувшихся из орбитального полета. Представленные данные продолжают серию исследований ТК органов желудочно-кишечного тракта после воздействия факторов космического полета, в т.ч. невесомости (Атякшин Д.А., Быков Э.Г., 2013). Состояние ТК печени анализировали у монгольских песчанок *Meriones unguiculatus* (МП) после 12-суточного космического полета на КА «Фотон-М №3» (группа КП,  $n = 12$ ), а также животных из наземного синхронного эксперимента по моделированию условий орбитального полета (СЭ,  $n = 11$ ) и группы виварийного контроля (ВК,  $n = 12$ ). Фрагменты тощей кишки и желудка фиксировали в растворе нейтрального формалина, на парафиновых срезах тучные клетки идентифицировали полихромным окрашиванием по Catini C.L. (1969). Данная методика позволяет выявлять несulfатированный предшественник гепарина в гранулах (альциановофильные ТК), полностью sulfатированный гепарин (крезилвиолетпозитивные ТК), а также ТК, в которых преобладают полианионные биополимеры на промежуточных стадиях этерификации (ШИК-положительные ТК), позволяя оценивать состояние последовательных этапов биосинтеза гепарина (Быков Э.Г., 2010; Лукашин Б.П., Гребенюк А.Н., 2011).

ТК в печени животных группы ВК обнаруживались преимущественно в области порталных триад, локализуясь в адвентициивен, артерий и, в меньшей степени, желчных протоков. Количество ТК, цитоплазма которых была заполнена крезилпозитивными гранулами, составляло  $51,9 \pm 3,2\%$ . Меньшую долю популяции тучных клеток

печени занимали формы, в цитоплазме которых одновременно выявлялись альциановофильные, ШИК-позитивные и крезилпозитивные гранулы. ТК с преимущественно альциановопозитивной цитоплазмой формировали  $16,4 \pm 1,8\%$  от общей популяции. Условия СЭ вызывали тенденцию к увеличению содержания ТК в интерстиции портальных триад, а также интенсификацию дегрануляции. Вместе с этим повышалось количество ТК с одновременным содержанием ШИК-, альцианово- и крезилпозитивных гранул. Космический полет приводил к достоверному сокращению популяции ТК в печени. В сравнении с показателями животных группы ВК и СЭ значимо возросло представительство тучных клеток, окрашенных крезилвиолетом, до  $72,4 \pm 4,1\%$  от общей численности популяции. Доля ТК, в цитоплазме выявлялись альциановофильные, ШИК- и крезилвиолетпозитивные секреторные гранулы, достоверно снижалась в сравнении с показателям животных групп ВК и СЭ. Среди механизмов либерализации продуктов биосинтеза ТК в межклеточный матрикс существенно возрастала активность экзоцитоза, а также частота формирования цитопластов. Таким образом, после 12-суточного КП сокращение численности тучных клеток в печени монгольских песчанок сочеталось с выраженной интенсификацией процессов биосинтеза гепарина, а также активизацией его выведения во внеклеточное пространство.

### **ИССЛЕДОВАНИЯ ОСОБЕННОСТЕЙ АДАПТАЦИИ СЕРДЕЧНО-СОСУДИСТОЙ СИСТЕМЫ К УСЛОВИЯМ ДЛИТЕЛЬНОЙ НЕВЕСОМОСТИ НА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ**

**Р.М. Баевский, И.И. Фунтова, А.Г. Черникова,  
Е.С. Луцицкая**

**e.luchitskaya@gmail.com**

Государственный научный центр Российской Федерации – Институт медико-биологических проблем РАН, Москва

Адаптационные реакции организма в космическом полете в значительной мере определяются состоянием сердечно-сосудистой системы и регулирующих ее механизмов. Центральное место при изучении вегетативной регуляции организма в условиях длительной невесомости занимает метод анализа variability сердечного ритма (ВСР). Космическая медицина была одной из первых областей науки и практики, где анализ ВСР был использован для получения новой научной информации, а реакции системы кровообращения и ее регуляторных механизмов рассматривались как результат адаптации организма к большому числу разнообразных факторов внешней среды. Проводившиеся в Институте медико-биологических проблем исследования регуляции сердечного ритма в условиях длительных космических полетов на орбитальных станциях «Салют» и «Мир» показали, что в условиях космического полета происходит перенастройка системы вегетативной регуляции кровообращения.

Новый шаг в изучении вегетативной регуляции сердечно-сосудистой системы в условиях невесомости был сделан в последние годы в результате проведения на борту Международной космической станции (МКС) научных экспериментов «Пневмокард» и «Сонокард». Адаптационно-приспособительные реакции требуют расходования функциональных резервов и определенного напряжения регуляторных механизмов. В связи с этим применительно к продолжительному пребыванию человека в условиях космического полета выдвинуто понятие адаптационного риска. Адаптационный риск увеличивается в связи с ростом напряжения регуляторных систем и уменьшением запаса функциональных резервов. Многомесячное пребывание в космическом объекте при сниженном функциональном резерве может привести к истощению регуля-

торных механизмов и развитию неблагоприятных, в том числе предпатологических состояний. Изучение всех этих сложных проблем целенаправленно проводилось на борту МКС в ходе специальных экспериментов «Пульс» (с 5-й по 13-ю экспедиции) и «Пневмокард» (с 14-й по 32-ю экспедиции). На основе использования метода сейсмокардиографии была подготовлена научная аппаратура для эксперимента «Сонокард», позволившего изучить вегетативную регуляцию кровообращения во время сна в условиях длительной невесомости. На основании данных, полученных бесконтактным методом, впервые можно говорить об изменениях, на которых непосредственно не отражаются факторы рабочей нагрузки и психоэмоционального напряжения, которые всегда присутствуют при выполнении научных экспериментов в рамках штатной программы полета. Показано, что в условиях длительного космического полета происходит постепенная перестройка вегетативного гомеостаза с постепенным включением в адаптационный процесс центральных уровней регуляторного механизма. Показано также, что исследования во время сна до и после внекорабельной деятельности космонавтов могут иметь важное практическое значение для контроля функционального состояния и прогнозирования адаптационных возможностей организма при выполнении экипажем ответственных операций в условиях длительного космического полета.

Новый космический эксперимент «Кардиовектор», который включен в программу научных исследований на МКС (2014–2018г.) позволит ответить на вопросы, касающиеся энергетики сердечных сокращений на разных этапах длительного полета, взаимоотношении правых и левых отделов сердца, смещения центра масс и др., что позволит углубить современные представления об особенностях адаптации сердечно-сосудистой системы к условиям и факторам космического полета.

## **СУТОЧНАЯ ДИНАМИКА ЭЛЕКТРОФИЗИОЛОГИЧЕСКИХ ИЗМЕНЕНИЙ В МИОКАРДЕ И ВАРИАБЕЛЬНОСТЬ СЕРДЕЧНОГО РИТМА НА РАЗНЫХ ЭТАПАХ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА**

**Р.М. Баевский, В.Б. Русанов,  
А.Г. Черникова**

**vasilyrusanov@gmail.com**

Государственный научный центр Российской Федерации – Институт медико-биологических проблем РАН, Москва

**ВВЕДЕНИЕ.** До сих пор остается недостаточно изученной значимость изменений миокарда в генезе ортостатических нарушений и других, наблюдаемых в космическом полете изменений со стороны сердечно-сосудистой системы. В эксперименте КОСМОКАРД на борту МКС (начиная с сентября 2014 г.) исследуется взаимосвязь электрофизиологических сдвигов в миокарде с изменениями вегетативной регуляции сердечно-сосудистой системы в условиях длительной невесомости.

**МЕТОДЫ.** В эксперименте участвуют только российские члены экипажей МКС. Для получения статистически достоверных исходных данных каждый космонавт, участвующий в эксперименте, исследуется до полета 2 раза. Во время полета проводится не менее 5–6-ти экспериментов. После полета исследования планируются дважды (на 1-2-й и 3-4-й дни после приземления).

При анализе данных, полученных в эксперименте, определяются следующие показатели ЭКГ (среднесуточные, 8-часовые и 6-часовые значения): амплитуды зубцов ЭКГ (P,Q,R,S,T), временные интервалы ЭКГ (PQ, QRS, QT), электрофизиологические характеристики миокарда.

На основании результатов анализа ВСР анализируется состояние симпатического и парасимпатического звеньев системы вегетативной регуляции кровообращения, активность подкоркового сердечно-сосудистого центра, состояние системы регуляции артериального давления, синхронизация активности различных звеньев механизма вегетативной регуляции кардиореспираторного гомеостаза, степень участия высших вегетативных центров в регуляции кровообращения.

**РЕЗУЛЬТАТЫ.** Представлены предварительные данные анализа состояния биоэнергетических процессов в миокарде и их связь с автономной регуляцией сердечной деятельности у двух космонавтов, в двух космических экспедициях. При длительном действии невесомости наблюдается изменение вегетативного баланса в сторону роста симпатической активности, со снижением функционального резерва регуляторных систем и изменение электрофизиологических свойств миокарда. Суточная динамика показателей вегетативной регуляции коррелирует с суточными изменениями электрофизиологических характеристик миокарда и может служить индикатором адаптационных реакций организма. Возникающие в условиях длительной невесомости начальные проявления электрофизиологического ремоделирования могут быть не менее значимыми причинами развития ортостатической недостаточности, чем изменения сосудистого тонуса.

**ЗАКЛЮЧЕНИЕ.** Предполагается, что эксперимент КОСМОКАРД может явиться моделью для развития и совершенствования системы медицинского контроля за членами экипажа. После обсуждения первых результатов эксперимента может быть принято решение о переводе его из разряда исследовательских программ в программу штатного медицинского контроля.

### **АПРОБАЦИЯ УСТРОЙСТВА ДЛЯ ДЫХАНИЯ С ДОПОЛНИТЕЛЬНЫМ СОПРОТИВЛЕНИЕМ НА ВДОХЕ В КАЧЕСТВЕ СРЕДСТВА КОРРЕКЦИИ ПЕРЕРАСПРЕДЕЛЕНИЯ КРОВИ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА**

**Ю.А. Попова, А.В. Суворов**

**[jpopova@imbpr.ru](mailto:jpopova@imbpr.ru)**

Государственный научный центр Российской Федерации – Институт медико-биологических проблем РАН, Москва

Дыхание под отрицательным давлением является одним из перспективных методов профилактики перераспределения жидких сред организма человека в краниальном направлении в условиях микрогравитации (Тихонов и др., 1991, 2003; Дониная, Баранов и др., 2013). Оценка эффектов от использования устройства для дыхания под отрицательным давлением (УДОД), в частности на дыхание и перераспределение жидкости в организме, является задачей одноименного эксперимента на борту МКС. Величины импеданса тканей (распределение жидких сред организма по регионам на приборе «Спрут-2») и параметры внешнего дыхания (комплект «Дыхание-1») регистрировали при свободном спокойном дыхании и далее при 20-минутном дыхании через маску УДОД при уровнях сопротивления на вдохе от –10 до –25 см вод.ст. Дополнительно в каждой сессии эксперимента космонавты проводили углубленное исследование показателей функции внешнего дыхания: измерение легочных объемов и емкостей, показателей форсированного дыхания, после чего определяли время задержки дыхания на вдохе и выдохе, а также выполняли маневры для оценки вкладов торакальной и абдоминальной составляющей в дыхательные движения.

Проведение эксперимента по изучению физиологических эффектов УДОД в условиях микрогравитации выявляет особенности дыхания и перераспределения жидких сред при дыхании с дополнительным сопротивлением на вдохе в условиях космического полета. Результаты применения данного устройства у космонавтов экспедиций МКС в условиях невесомости подтвердили существенные индивидуальные различия в изменении паттерна дыхания при использовании маски с дополнительным сопротивлением на вдохе. При этом индивидуальные различия оказывались более выраженными, чем в фоновых исследованиях, что обуславливает необходимость дальнейшего изучения и накопления большего количества наблюдений.

## **НОВЫЙ МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К РЕГИСТРАЦИИ И АНАЛИЗУ ЭЛЕКТРОЭНЦЕФАЛОГРАФИЧЕСКОГО СИГНАЛА В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА**

**Д.В. Счастливцева**

**scdarya@yandex.ru**

Государственный научный центр Российской Федерации – Институт медико-биологических проблем РАН, Москва

Проанализировали 60 файлов, полученных на МКС с полиграфическими записями Российских членов экипажей экспедиций МКС-16 – МКС-25 в рамках космического эксперимента «ПИЛОТ», выполнявших имитационные задачи пилотирования и стыковки ТПК «Союз» к МКС. Более чем в 40% записей, полученных с помощью аппаратного комплекса «Нейролаб-2000М», отсутствовала регистрация отдельных физиологических сигналов (электроэнцефалографического, электрокардиографического, окулографического и электромиографического), либо превалировали артефакты физического происхождения (плохое крепление электродов, либо движение смещения электрода). Визуальный анализ, сделанных на МКС записей, продемонстрировал большое сходство кривых спонтанной ЭЭГ, зарегистрированной во время полета у различных космонавтов в разное время, что в дальнейшем подтвердилось и при расчете количественных показателей – относительного значения спектральной плотности мощности основных диапазонов ЭЭГ. Все, без исключения, спектры мощности характеризовались отсутствием пика в альфа-диапазоне, (в том числе при закрытых глазах) и максимумом ОЗМ в дельта-2 диапазоне. Показатель ОЗМ дельта-2 диапазона в несколько раз превышал этот параметр в альфа-диапазоне, что соответствует состоянию сна, однако космонавты находились в состоянии активного бодрствования. При до- и послеполетном обследовании нативные кривые космонавтов соответствовали виду ЭЭГ, характерному для нормы альфоидного типа, а спектр относительной мощности содержал выраженный пик в альфа-диапазоне. Такая ситуация, вероятнее всего, обусловлена устаревшей неоптимальной конструкцией электродной системы и способами ее крепления, что затрудняло соблюдение технологии использования в условиях МКС и вызывало физический и психоэмоциональный дискомфорт космонавтов.

Для получения устойчивого ЭЭГ-сигнала в условиях космического полета будет применяться конструктивно новая система сенсоров и способы ее крепления. Сухие активные электроды (не требующие использования подэлектродной пасты) и конструкции крепления, не покрывающие полностью кожу головы, позволяют минимизировать физические и физиологические помехи при регистрации электрофизиологических параметров, а также существенно снизить физический и психоэмоциональный дискомфорт космонавтов. Кроме того, разработано ПО для безопорной фильтрации

электрокардиографических, окулографических и электромиографических артефактов из электроэнцефалографического сигнала и алгоритм оценки фрактальной и хаотической размерности, полученной ЭЭГ, что существенно увеличивает информативность получаемых данных.

### **ИССЛЕДОВАНИЯ ОСОБЕННОСТЕЙ МИГРАЦИИ ВЛАГИ В КОРНЕОБИТАЕМОЙ СРЕДЕ ОРАНЖЕРЕЙНЫХ УСТРОЙСТВ ДЛЯ УСЛОВИЙ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА**

Подольский И.Г.

igorpdogi@mail.ru

Государственный научный центр Российской Федерации – Институт медико-биологических проблем РАН, Москва.

Проблема обеспечения адекватных условий увлажнения и аэрации корней растений в условиях космического полета (КП) является важной для создания будущих систем жизнеобеспечения растений долговременных космических экспедиций. Для понимания *interfase*-климата корневых зон для условий КП необходимо всегда исследовать эффективность газожидкостного обеспечения корней растений. Формирование высоких программируемых урожаев в условиях КП теснейшим образом связано с оптимизацией процессов массообмена в системе корнеобитаемая среда (КС) – посев. В КС корни растений могут размещаться в средах различной степени дисперсности. КС являются аккумуляторами влаги и элементов питания, которыми они обеспечивают растения в межполивной период. Исходные КС состоят из твердой, жидкой и газовой фазы. При выращивании растений в них образуется четвертая биогенная фаза, представленная корневыми системами. В малых объемах корни густо пронизывают КС, так что практически все частицы оказываются в непосредственном контакте с корнями. Необходимо помнить об изменении КС из-за развития корней, и, как следствие, об изменении плотности КС, распределения пор по размерам, гидравлической проводимости. Формирующаяся четырехзвенная система КС – корни растений – существенно отличается от исходной КС. Роль биогенной составляющей возрастает с уменьшением объема КС в вегетационных сосудах, что свойственно для корневых модулей космических оранжерей. Поэтому при выращивании растений лимитирующим фактором в оптимизации условий жизнеобеспечения корневых систем становится водно-воздушный режим. Для разработки приемов водно-воздушного режима КС для условий КП необходимо иметь количественное представление о потребностях в аэрации различных культур. Однако эту информацию трудно получить, поскольку интенсивность и пространственное распределение дыхания КС, так же как и его изменение во времени, зависит от температуры, влагосодержания КС, содержания органического вещества и активности дыхания корней высших растений. При этом для понимания газовых и водных потоков очень важна информация об интенсивности корневого дыхания и интенсивности транспирации различных растений на различных стадиях развития. Важно также понимание температурной и микробиологической обстановки вблизи корня.

Из-за отсутствия гравитационного механизма передвижения жидкости в условиях КП может существовать неограниченный объем капиллярно-подвешенной влаги в КС, а также могут образовываться изолированные объемы заземленного воздуха. Результаты теоретического моделирования и исследований в условиях КП предполагают, что корневая гипоксия может быть результатом изменения водного распределения в КС, уменьшающего возможность открытости пор аэрации и увеличения



извилистости газообразных путей, необходимых для обмена дыхательными газами. Следует отметить, что теоретические модели потока воды для КС, описывающие массообмен воды в условиях КП, не позволяют в полной мере анализировать миграцию воды. В земных условиях адекватные потребностям растений соотношения жидкой и газовой фаз в КС организуются в первую очередь наличием гравитации, при этом следует помнить, что вся влага, а не какая-то ее часть, подвержена действию гравитационного поля. Характер взаимодействия воды с твердой фазой КС имеет свои особенности, поскольку энергетические границы между категориями влаги для каждой конкретной КС будут разными.

Основную задачу гидромеханики применительно к осуществлению технологических процессов в КС для условий КП можно сформулировать как задачу изучения поведения жидкости в широком диапазоне гравитации от наиболее низких их значений в условиях КП до условий Луны и Марса. Решение этой задачи должно быть связано с широкой программой исследований в области механики. Важнейшую роль при этом играют реальные эксперименты в условиях КП. Основным интерес для рассматриваемой проблемы представляют особенности движения воды в ненасыщенной водой КС. Задачей данной работы было сравнение гидрофизических характеристик КС, полученных в условиях КП и в условиях земной гравитации. В качестве КС использовался субстрат Турфейс (1-2 мм). С целью исследования особенностей миграции влаги в КС для условий КП было выполнено сравнение гидрофизических характеристик КС на этапе осушения, полученных в условиях КП и в условиях Земной гравитации.

Исследования показали, что для перетекания жидкости в КС за счет капиллярных сил в условиях КП требуется в 3-4 раза больший потенциал, чем в условиях гравитации. Разброс показаний гидрофизических характеристик, полученных в условиях КП, свидетельствует о неоднородном характере сушки КС, что не наблюдается в условиях земной гравитации. Динамика увлажнения и осушения в измененных гравитационных условиях может изменяться и создавать неожиданные профили влагосодержания КС.

## **РАЗРАБОТКА ИМПУЛЬСНЫХ УФ-УСТАНОВОК И РЕЖИМОВ ИХ РАБОТЫ ДЛЯ ОБЕЗЗАРАЖИВАНИЯ ВОЗДУХА И ПОВЕРХНОСТЕЙ ЭЛЕМЕНТОВ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ**

**А.А. Гуридов<sup>1</sup>, Е.А. Дешева<sup>1</sup>, И.А. Желаев<sup>2</sup>, С.Г. Шашковский<sup>2</sup>,  
Н.Д. Новикова<sup>1</sup> gaa1707@mail.ru**

<sup>1</sup>Государственный научный центр Российской Федерации – Институт медико-биологических проблем РАН, Москва;

<sup>2</sup>НИИ ЭМ МГТУ им. Н.Э.Баумана.

Проблема планетарной защиты или планетарного карантина (ПК) является одной из ключевых проблем при освоении дальнего космоса. Опасность переноса земных живых организмов на исследуемые космические тела создает необходимость в исследованиях, конечным результатом которых является сведение к минимуму рисков контаминации микроорганизмами. Для решения данной проблемы применительно к проекту «ЭкзоМарс-2018» разрабатывается комплекс противомикробных мероприятий и обосновывается ряд мер ПК, необходимых для успешного осуществления межпланетной экспедиции к Марсу.

Целью данной работы являлось проведение подготовительных исследований для разработки безагрегного обеззараживателя и режимов его работы для обеззараживания воздуха и поверхностей элементов десантного модуля.

Был разработан и изготовлен лабораторный макет безагрегного обеззараживателя (БО) элементов десантного модуля (ДМ) «ЭкзоМарс-2018». Лабораторный макет БО снабжен ксеноновой лампой, которая производит облучение на расстоянии 20 см до объекта. Средний бактерицидный поток на объект составляет 22 Вт/см<sup>2</sup> при импульсной мощности в УФ области спектра 300 кВт/см<sup>2</sup>.

С использованием макета БО, были проведены эксперименты по выявлению устойчивых штаммов и подбору эффективных доз обеззараживания микроорганизмов, выделенных с технологического комплекса Байконур. Используя наиболее устойчивые штаммы бактерий и грибов, измерялось антимикробное действие сплошного спектра УФ лампы.

Была проверена способность различных прозрачных материалов упаковки пропускать импульсное УФ излучение. Учитывая ограниченные возможности полимерных упаковочных материалов к пропусканию УФ излучения, подбирались способ максимального обеззараживания объектов в упаковке с содержанием паров дезинфицирующего вещества (этанол, пероксид водорода) и одновременного действия импульсного УФ.

В результате установлено, что макет БО способен с высокой эффективностью обеззараживать объекты, упакованные в полиэтиленовую пленку высокого давления. Экспериментально показано, что совместное действие паров пероксида водорода и импульсного УФ обладает наиболее выраженным антимикробным действием на устойчивые штаммы микроорганизмов (более 99,99 %).

### **ВОЗДЕЙСТВИЕ ИОНИЗИРУЮЩЕГО ИЗЛУЧЕНИЯ НА ЖИЗНЕСПОСОБНОСТЬ МИКРООРГАНИЗМОВ, ВЫДЕЛЕННЫХ ИЗ МНОГОЛЕТНЕМЕРЗЛЫХ ОТЛОЖЕНИЙ СИБИРИ**

**А. Шатилович<sup>1</sup>, Е. Дурденко<sup>1</sup>, Л. Шмакова<sup>1</sup>, Е. Спирина<sup>1</sup>,  
С. Гудков<sup>2</sup>, Е. Ривкина<sup>1</sup> [nastya.shat@rambler.ru](mailto:nastya.shat@rambler.ru)**

<sup>1</sup>Институт Физико-Химических и Биологических Проблем Почвоведения РАН, Пущино

<sup>2</sup>Институт Теоретической и Экспериментальной Биофизики РАН, Пущино

Исследования последних лет показали, что одноклеточные авто- и гетеротрофные протисты наравне с бактериями способны переживать длительный, десятки и сотни тысяч лет, криптиобиоз в толщах многолетнемерзлых отложений северо-восточной Сибири в условиях постоянных отрицательных температур, отсутствия воды и света. Эта способность делает их перспективным тестовым биологическим объектом для экспериментов, проводимых в условиях орбитального полета и необходимых для понимания механизмов воздействия космоса на живые организмы. Вероятно, одним из наиболее повреждающих факторов являются различные виды ионизирующего космического излучения.

Целью настоящего исследования было изучение влияния  $\gamma$ -излучения в диапазоне доз от 0,1 до 5 кГу на жизнеспособность про- и эукариотной микробиоты, выделенной из многолетнемерзлых отложений разного возраста и генезиса, в условиях орбитального полета и в лабораторном эксперименте. Объектом исследования были выбраны клональные культуры гетеротрофных почвенных протистов: цисты покоя инфузорий

*Colpoda steinii* и амеб *Acanthamoeba castellanii*, *Flamella pleistocenica*, а также штаммы микроорганизмов *Psychrobacter cryohalolentis*, *Psychrobacter muriicola*, *Ochrobactrum* sp., *Citricoccus* sp., выделенные из криопэггов – линз рассолов, расположенных внутри мерзлых толщ. В исследовании использовали также селективные варианты штаммов древней и современной *C.steinii*, полученные в ходе орбитальных экспериментов на борту спутников Бион-М и Фотон-М. Для оценки влияния ионизирующего излучения на жизнеспособность микроорганизмов использовали метод культивирования на средах и метод флуоресцентного окрашивания с использованием красителей А0 и Р1.

В ходе исследований обнаружены разные типы повреждений цист инфузорий в зависимости от дозы облучения. Эксцистирование прекращалось после дозы 1,5кГу, при дозе 1кГу регистрировали репродуктивную гибель трофозоитов, при облучении меньшими дозами наблюдали значительное падение численности клеток и увеличение лаг-фазы. Выявлен эффект пострадиационного восстановления жизнеспособности цист. Показано, что цисты древних кольпод более радиочувствительны, чем цисты современных кольпод.

Показано, что клетки *Acanthamoeba castellanii* более устойчивы к гамма-излучению, чем клетки *Flamella pleistocenica* и способны к делению после дозы в 5 кГу

Среди участвующих в эксперименте бактериальных штаммов наиболее устойчивыми к  $\gamma$ -облучению оказались представители рода *Psychrobacter*, у которых заметное ингибирование роста отмечалось после дозы в 1,5 кГу, тогда как *Ochrobactrum* sp. и *Citricoccus* sp. практически не росли после 1,0 кГу. Примечательно, что первые колонии как в контроле, так и в облученных образцах появились в одно и то же время, на третьи сутки, что указывает на неповрежденность клеток, сохранивших жизнеспособность.



### ОДНООСНЫЙ ИНДИКАТОРНЫЙ ГИРОСТАБИЛИЗАТОР С МАХОВИКОМ

**А.В. Кулешов, В.В. Фатеев**

**akul1974@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Для стабилизации в инерциальном пространстве различных объектов широко используются индикаторные гиросtabilизаторы, обладающие несомненными преимуществами по скоростям управления и времени готовности, а также позволяющие получить высокую точность стабилизации. Однако при использовании индикаторной стабилизации, возможность обеспечения высокой точности ограничена влиянием нежесткости в цепи привода стабилизации. Для снижения такого влияния предложено установить на платформе индикаторного гиросtabilизатора маховик, выполняющий функцию дополнительного опорного тела, взаимодействие которого с платформой и создаст момент стабилизации.

В качестве маховика в предложенном гиросtabilизаторе используется свободно вращающийся статор корпусного магнитоэлектрического датчика момента, ротор которого жестко закреплен на платформе. Этот датчик момента является приводом в системе индикаторной стабилизации, работающей по сигналам гироскопа. Для разгрузки маховика в гиросtabilизаторе введен дополнительный канал регулирования - канала разгрузки, с помощью которого к платформе прикладывается момент разгрузки. Привод разгрузки установлен на корпусе и работает по сигналам относительной угловой скорости маховика.

В докладе представлены кинематическая схема одноосного индикаторного гиросtabilизатора с маховиком, математическая модель в виде уравнений движения и структурной схемы. Приведены результаты исследований точности и устойчивости предложенного стабилизатора с учетом нежесткости в цепи привода стабилизации.

### ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ НАЗЕМНЫХ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

**А.Ю. Егорушкин,  
В.И. Мкртчян**

**egorushkin@teknol.ru  
v.mkrтчyan@teknol.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва  
ООО «ТеКнол»

Для автономной навигации наземных подвижных объектов возможно использование бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). Принцип работы БИНС состоит в алгоритмической обработке показаний чувствительных элементов – гироскопов и акселерометров. В случае использования традиционного навигационного алгоритма ошибки БИНС в определении скорости и местоположения объекта нарастают с течением времени. Причиной этого является несовершенство чувствительных

элементов. Чтобы избежать больших навигационных ошибок используют внешний источник навигационной информации. В случае наземной навигации, таким источником может быть одомер. Точность инерциально-одометрической навигации зависит от погрешности масштабного коэффициента одометра, точности определения угла истинного курса, ошибок установки БИНС на борту объекта. В настоящем докладе рассматриваются алгоритмические методы, позволяющие повысить точность навигации как при использовании только БИНС, так и в случае инерциально-одометрической навигации. В первом случае уменьшение выходных ошибок БИНС достигается с помощью специальных процедур обработки навигационной информации во время остановок объекта. Во втором случае предлагается калибровка ошибок инерциально-одометрической навигационной системы, основанная на использовании правильных значений координат местоположения лишь одной точки маршрута объекта, не совпадающей с начальной точкой. Правильные координаты могут быть определены, например по карте, а затем введены в вычислитель БИНС. Предлагается проводить такую калибровку системы при каждой поездке из-за нестабильности ошибок от запуска к запуску (кроме ошибки установки БИНС). В каждой из рассматриваемых ситуаций предлагаемые методы позволяют значительно увеличить точность определения местоположения и скорости подвижного объекта.

## **ИНДИКАТОРНЫЙ ГИРОСТАБИЛИЗАТОР С СУХИМ (НЕКУЛОНОВЫМ) ТРЕНИЕМ В ОСИ КАРДАНОВА ПОДВЕСА КАК МЕХАНИЧЕСКИЙ АНАЛОГ МАЯТНИКА ФРОУДА**

**С.А. Черников**

**sa\_chernikov@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Рассматривается возможность возникновения автоколебаний в индикаторном гиросtabilизаторе с сухим (некулоновым) трением в оси карданова подвеса при угловом движении основания. При этом характеристика сухого трения, в зависимости от относительной угловой скорости трущихся поверхностей, имеет ниспадающие и возрастающие участки и может быть представлена суммой трех составляющих, одна из которых – кулоново трение, вторая (отрицательная) – пропорциональна скорости скольжения, третья – пропорциональна кубу скорости скольжения. Что касается отрицательного наклона характеристики сухого трения в области ползучих скоростей, то он является типичным для режимов трения без смазки или с недостаточной смазкой, например для систем, работающих в открытом космосе.

Показано, что механическим аналогом индикаторного гиросtabilизатора с сухим трением при угловом движении основания является маятник Фроуда. При этом упругая обратная связь стабилизированной платформы индикаторного гиросtabilизатора с неподвижным пространством, материализуемым гироскопом и определяемая статическим коэффициентом усиления обратной связи, является аналогом упругой связи маятника с линией отвеса.

Распространяя результаты и методику многочисленных исследований динамики маятника Фроуда на индикаторный гиросtabilизатор, показано на основе метода гармонической линеаризации, что в такой системе, устойчивой на неподвижном основании, неизбежно возникают автоколебания при угловом движении основания со скоростью, соответствующей ниспадающему участку нелинейной характеристики сухого трения. Источником энергии автоколебаний, компенсирующей ее рассеивание, является угловое движение основания.

Результаты исследования нелинейной системы на основе метода гармонической линеаризации подтверждены компьютерным моделированием исходной нелинейной системы.

### **О ВЛИЯНИИ ГАЗОВОГО ДЕМПФИРОВАНИЯ НА ТОЧНОСТЬ КОМПЕНСАЦИОННОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА**

**А.В. Полынков,  
А.В. Быковский**

**polynkov@bmstu.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В работе рассмотрена проблема идентификации модели источника теплового шума в компенсационном акселерометре с газовым демпфированием.

Известно, что одним из факторов, ограничивающих точность акселерометров с газовым демпфированием, является шум, обусловленный тепловым движением молекул газа в демпфере. Результаты большого числа экспериментальных работ в целом подтверждают, что спектральная плотность выходного сигнала вследствие воздействия молекул газа на чувствительный элемент (ЧЭ) в демпфере прибора прямого преобразования является равномерной.

В компенсационных акселерометрах повышение точности измерений достигается введением отрицательной обратной связи с помощью компенсационного воздействия различной природы на ЧЭ. Указанное воздействие является функцией сигнала о положении ЧЭ. Выходным сигналом акселерометра в этом случае служит информация с датчика, формирующего компенсационное воздействие. Газ в демпфере оказывает на ЧЭ воздействие, которое можно рассматривать как шум в измеряемом ускорении. Уменьшение этого шума возможно путем снижения газового демпфирования или увеличения массы ЧЭ. Требуемое демпфирование осуществляется с помощью усилителя акселерометра. Но отсутствие газового демпфирования в акселерометре снижает его вибрационную прочность и устойчивость при наличии ударных и вибрационных эксплуатационных воздействий.

Воздействие движения молекул газа в компенсационном акселерометре может существенно отличаться в сравнении с акселерометрами прямого преобразования. Действительно, параметры шума, источником которого является тепловое движение газа в демпфере, в акселерометре прямого преобразования выводятся на основе флуктуационно-диссипационной теоремы (ФДТ) статистической физики. ФДТ связывает флуктуации системы (их спектральную плотность) с ее диссипативными свойствами. При этом предполагается, что система находится в термодинамическом равновесии и обмен энергией с внешней средой (термостатом) отсутствует.

Но в компенсационном акселерометре принципиально существует обмен энергией с внешней средой, поскольку обратный преобразователь, формирующий отрицательную обратную связь, получает неограниченную энергию от электронного усилителя. Следовательно, компенсационный акселерометр нужно рассматривать как открытую динамическую систему, в которой изменения одной ее части – внутренней энергии системы – компенсируются изменениями другой части – энергии взаимодействия с окружением. Поэтому флуктуации в открытых системах проявляются более сложно, чем в закрытых системах.

Проведен анализ возможности измерения характеристик шума, вызванного тепловым движением молекул газа, в компенсационном маятниковом электростатическом акселерометре, который имеет ЧЭ в виде плоской подвижной пластины на упругих элементах. Подвижная пластина закреплена между двумя изолированными пласти-

нами емкостного датчика положения, которые одновременно являются и электродами электростатического датчика силы. Доминирующий механизм демпфирования связан с нелинейным газовым демпфированием в малых зазорах между пластиной ЧЭ и ответными платами с электродами. Результаты расчетов показывают, что для идентификации характеристик шума в газовом демпфере требуется использование двух акселерометров в дифференциальном включении. Съем информации с емкостного датчика положения и управление электростатическими датчиками силы осуществляется общими электронными блоками. Приведена функциональная схема устройства для экспериментального исследования характеристик шума, математическая модель в среде MATLAB SIMULINK и результаты моделирования.

## **СИСТЕМА АЗИМУТАЛЬНОЙ АКУСТИЧЕСКОЙ КОРРЕКЦИИ ПОКАЗАНИЙ ИНКЛИНОМЕТРА ПРИ БУРЕНИИ СКВАЖИН В ВЫСОКИХ ШИРОТАХ**

**С.Ф. Коновалов, П.Г. Русанов, Д.В. Майоров, А.Г. Сидоров,  
В.Е. Чулков vitaliy.chulkov@gmail.com**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

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 неэффективно вследствие чрезвычайно малой горизонтальной проекции магнитного поля. В докладе рассматривается способ азимутальной коррекции инклинометра.

При реализации метода 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. Источники акустического излучения однонаправленно смещены от инклинометра по направлению проекции плоскости бурения, что обусловлено предлагаемым на данном этапе допущением об однородности грунта в районе расположения. Вопрос неоднородности геологической структуры земной коры в районе бурения является неотъемлемой частью исследования. Для его решения рассматриваются существующие способы мониторинга свойств среды.

Отдельное внимание уделяется разработке конструкции акустического излучателя и выбору варианта управления режимом работы. Несмотря на простую механическую схему источника акустического излучения с гибким резонирующим валом, исследование его работы представляет сложную задачу, т.к. в данном случае имеет место сложная динамическая система с распределенными инерционными и жесткостными параметрами.

### УСТОЙЧИВОСТЬ СТАЦИОНАРНЫХ КОЛЕБАНИЙ ЦИЛИНДРИЧЕСКОГО РЕЗОНАТОРА ГИРОСКОПА С ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ

Д.А. Маслов

dm\_93@live.ru

НИУ «МЭИ»

В настоящее время волновой твердотельный гироскоп является одним из перспективных датчиков инерциальной информации, применяемых в навигационных системах движущихся объектов, в том числе космических аппаратов. Достоинством волнового твердотельного гироскопа с цилиндрическим резонатором является относительная простота конструкции.

Наличие затухания колебаний приводит к необходимости их поддержания внешними силами. В данной работе рассматривается позиционное возбуждение колебаний цилиндрического резонатора с помощью силового электромагнитного контура, образованного неподвижными электромагнитными катушками и резонатором из магнитомягкого материала. Применение электромагнитов в системе управления колебаниями позволяет сократить время готовности гироскопа к работе и увеличить диапазон частот при балансировке. Это объясняется тем, что силы притяжения электромагнитов больше, чем у электростатических датчиков. При этом на катушки электромагнитов кроме постоянного опорного напряжения подается еще и переменное, вызывающее не только позиционное, но и параметрическое возбуждение колебаний.

Для цилиндрического резонатора гироскопа с электромагнитной системой управления построена математическая модель, описывающая колебания резонатора и электромагнитные процессы системы управления во взаимосвязанной форме. С помощью варианта метода расщепления регулярно возмущенных систем дифференциальных уравнений с периодическими матрицами выведенная система уравнений движения резонатора сведена к системе с почти постоянной матрицей. Получены условия и построены области асимптотической устойчивости стационарных колебаний в пространстве параметров системы.

### ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СТЕНДА ДЛЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ КАЛИБРОВКИ ДНГ

В.П. Подчерзцев,  
Цинь Цзыхао

podch@list.ru  
qinzihao1215@163.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Калибровка датчиков момента прецизионных динамически настраиваемых гироскопов (ДНГ) является одним из важнейших этапов изготовления и настройки прибора, определяющим точностные характеристики гироскопа в условиях эксплуатации. Последовательность калибровки включает в себя, помимо чисто технологических операций, связанных с переустановкой корпуса гироскопа на вращающейся платформе стенда, также включение привода гироскопа, подачу тока в калибруемый канал и включение режима электрической пружины по ортогональному каналу, включение и отключение таймера, контролирующего скорость вращения платформы и задающего время интегрирования измеряемых токов в обмотках датчиков момента. Часть этих операций, как показано в данной работе, может быть автоматизирована, что позволя-



ет в условиях массового производства упростить процесс калибровки, исключить погрешности, определяемые оператором, и в значительной степени повысить точность калибровки.

В данной работе для определения матрицы масштабных коэффициентов ДНГ разработан алгоритм автоматизированной калибровки на поворотном стенде, построенном на базе одноосного гироскопического стабилизатора, и удобный для оператора интерфейс, обеспечивающий управление всеми режимами работы стенда. Управление стендом осуществляется в автоматизированном режиме от персонального компьютера через аналого-цифровой модуль ARDUINO Mega 2560 через интерфейс USB.

Для управления, снятия и обработки сигналов с автоматизированного стенда разработана программа, осуществляющая следующие функции: определение положения гироскопа на платформе стенда; измерение токов в моментных датчиках; расчет математических ожиданий и среднеквадратических отклонений измеряемых величин; расчет матрицы масштабных коэффициентов; запись данных на жесткий диск; вывод всей необходимой информации на экран монитора. Кроме того, в автоматизированном режиме обеспечивается по команде оператора подача питающего напряжения на привод гироскопа и включение контура обратной связи; индикация состояния всех элементов стенда и ДНГ в течение всего времени калибровки.

## **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СИСТЕМЫ ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ**

**Д.А. Бордачев<sup>1</sup>, И.Е. Шустов<sup>1</sup>,  
В.П. Подчерзев<sup>2</sup>**

**01@niipm.ru  
podch@list.ru**

<sup>1</sup>филиал ФГУП «ЦЭНКИ» НИИ ПМ им. акад. В.И. Кузнецова

<sup>2</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Работа посвящена методам и средствам экспериментальных исследований индивидуальной двухконтурной системы термостатирования прецизионного гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС) на двухстепенных поплавковых гироскопах. Актуальность работы обусловлена необходимостью создания прецизионного ГИВУС, способного работать в условиях космического пространства с циклически меняющейся температурой основания прибора, определяемой вращением космического аппарата вокруг Земли. Стабильность нулевого сигнала ГИВУС в течение суток должна быть не хуже 0,002 град/ч при оценке по  $3\sigma$ , с учетом изменения внешней температуры в диапазоне 0..35 °С и изменения напряжения первичного питания

В работе представлены результаты и методика испытаний прибора с системой термостатирования (СТС) чувствительного элемента. Для проведения испытаний прибор устанавливается на термостатируемое основание, температура которого изменяется в соответствии с заданным алгоритмом. Положение прибора относительно географической системы координат задается разворотом корпуса прибора при помощи испытательного стенда таким образом, чтобы ось чувствительности двухстепенного поплавкового гироскопа лежала в плоскости горизонта и была направлена на юг, а выходная ось при этом была направлена вдоль вертикали места испытаний. Это позволяет исключить из выходной информации измерительного канала вертикальную составляющую скорости вращения Земли и составляющие нулевого сигнала, пропорциональные первой степени перегрузки, которые обусловлены осевой несбалансированностью маховика гироскопа и радиальной несбалансированностью поплавка

чувствительного элемента. В процессе испытаний контролируется и записывается температура в контрольных точках конструкции и энергетические параметры СТС. Параллельно фиксируется выходная информация измерительного канала. Испытания проводятся как при установившейся температуре основания прибора, так и при ее изменении в рабочем диапазоне. На основании полученных экспериментальных данных представлен анализ взаимосвязи нулевого сигнала прибора с тепловыми параметрами СТС и чувствительного элемента в установившемся и динамическом режимах. Так же приведено сравнение результатов эксперимента с результатами моделирования на аналитической тепловой модели конструкции СТС в программе Simulink (Matlab).

По результатам проведенной работы даны рекомендации по совершенствованию системы термостатирования ГИВУС.

### **УМЕНЬШЕНИЕ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ ПОГРЕШНОСТИ ДНГ ОТ ЗАПУСКА К ЗАПУСКУ**

**Д.С. Чиркин, П.В. Рословец, Ф.В. Татаринов,  
Л.З. Новиков** [info@niipm.ru](mailto:info@niipm.ru)

филиал ФГУП «ЦЭНКИ» НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецов

Систематические составляющие дрейфа динамически настраиваемого гироскопа (ДНГ) определяются различными факторами, среди которых наиболее прогнозируемым фактором, с точки зрения его возможного влияния на нестабильность дрейфа гироскопа, является относительная ориентация на магнитно-гистерезисном роторе привода вектора его намагниченности.

В данной работе представлены материалы экспериментальных исследований различных методов поворота вектора намагниченности ротора привода ДНГ путем изменения параметров его системы питания, в частности, подачей импульсов напряжения различной ширины и амплитуды, а также кратковременным подключением форсажного напряжения. Предложена методика определения действительной ориентации вектора намагниченности ротора привода с использованием индуцированного напряжения на дополнительной обмотке датчика момента гироскопа. Приведены экспериментальные данные по величине дрейфа ДНГ при различной ориентации вектора намагниченности ротора привода.

По результатам данной работы выявлена зависимость изменения постоянной составляющей дрейфа динамически настраиваемого гироскопа от запуска к запуску, определяемой ориентацией вектора намагниченности ротора привода. Предложена модель физической интерпретации исследуемой зависимости. Даны рекомендации по формированию параметров системы питания привода, обеспечивающих управление ориентацией вектора намагниченности и снижение указанного дрейфа.

## РАЗРАБОТКА ИНТЕРФЕЙСА И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВУХОСНОГО ПОВОРОТНОГО СТЕНДА ПРИ АТТЕСТАЦИИ ДНГ

**В.П. Подчерзцев,  
Тан Синюань**

**podch@list.ru  
tws19880507@163.com**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Измерение параметров прецизионных гироскопических чувствительных элементов, используемых в различных системах ориентации, стабилизации и навигации, проводится на специальных стендах, обеспечивающих калиброванные воздействия путем вращения корпуса прибора с заданными угловыми скоростями и фиксированные повороты прибора относительно географической системы координат. Среди известных типов гироскопов наиболее многопараметрическую модель, определение компонент которой требует достаточно сложной и длительной методики аттестации, имеет динамически настраиваемый гироскоп. Эта модель, включающая не менее 9 параметров, используется в системах ориентации при обработке исходной информации и ее последующей алгоритмической компенсации для формирования точной навигационной информации. Получение такого большого количества измеряемых характеристик сопряжено с соответствующим объемом методического сопровождения, позволяющего их выявить и минимизировать возможные погрешности их определения.

В данной работе предложены алгоритм и методика испытания динамически настраиваемого гироскопа на специализированном двухосном поворотном стенде в автоматизированном режиме. Разработано на языке C# соответствующее программное обеспечение, осуществляющее определение положения платформы стенда вокруг двух осей, измерение токов в моментных датчиках, расчет выходных характеристик гироскопа, запись данных на жесткий диск, вывод информации на экран монитора.

Для обеспечения возможности управления стендом и гироскопом от персонального компьютера в автоматизированном режиме разработаны и изготовлены модули сопряжений и макеты кодирующего устройства для контроля положений платформы стенда и схемы управления двигателями поворота платформы. Разработана структурная схема автоматизированного стенда с включенной в контур контроля и управления платой ARDUINO, обеспечивающей сопряжение стенда с персональным компьютером. Представленная рабочая программа обеспечивает удобный для оператора интерфейс взаимодействия со стендом и позволяет проводить как единичные испытания гироскопа в конкретных положениях, так и полный цикл испытаний в автоматическом режиме по выбранному алгоритму с расчетом итоговых характеристик прибора.

Работа может представлять интерес для специалистов, работающих с аппаратурой для испытаний прецизионных гироскопических чувствительных элементов.

## ЦИФРОВОЙ РЕГУЛЯТОР КАНАЛА ОБРАТНОЙ СВЯЗИ ПОПЛАВКОВОГО ГИРОСКОПА

**А.Е. Захаров,  
Ф.Д. Ачилова, М.В. Якушова**

**alexey\_\_zakharov@mail.ru**

филиал ФГУП «ЦЭНКИ» НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

Переход от линейных систем управления техническими объектами и обработки сигналов к дискретным системам, в последние несколько лет стал актуальным для гироскопических приборов космического назначения. Это связано с освоением отечественной

электронной промышленностью ряда интегральных микросхем (программируемых логических интегральных схем (ПЛИС), микроконтроллеров, микропроцессоров, постоянных и оперативных запоминающих устройств, аналого-цифровых преобразователей (АЦП) и цифро-аналоговых преобразователей (ЦАП)), стойких к влиянию факторов космического пространства. Появление ПЛИС и АЦП отечественного производства дало возможность построения на них высокочастотных систем цифрового преобразования и цифровой обработки данных. Внедрение таких систем в сервисную электронику гироскопических чувствительных элементов позволяет сократить габаритно-массовые характеристики прибора, сохранив точностные характеристики, сократить время на регулировочные операции при изготовлении, обеспечить возможность изменения динамических характеристик прибора без доработки аппаратной части.

В работе представлены описание и принцип действия цифрового регулятора канала обратной связи поплавоквого интегрирующего гироскопа (ПИГ), работающего в режиме датчика угловой скорости. Приводится сравнение аналогового регулятора обратной связи ПИГ и цифрового регулятора. Описываются некоторые погрешности и нежелательные явления, возникающие в аналоговых регуляторах обратной связи ПИГ, устраненные в цифровых регуляторах.

### **СРЕДСТВА КОСМИЧЕСКОЙ РОБОТОТЕХНИКИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЗАДАЧ ОРБИТАЛЬНОГО МОНТАЖА И СЕРВИСА**

**П.П. Белоножко**

**byelonozhko@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Крупногабаритные многофункциональные наращиваемые космические системы могут быть выделены как класс перспективных космических объектов, развитие которых является необходимым для обеспечения следующих тенденций развития космической техники:

- стремление к расширению функциональности;
- стремление к увеличению срока активной эксплуатации;
- стремление к повышению степени автономности;
- стремление к увеличению размеров с сохранением жесткости и прочности конструкции, ее несущей способности.

При этом реализуемость подобных систем в ряде случаев может принципиально зависеть от возможности использования средств космической робототехники. В этой связи актуальна концепция монтажно-сервисных автономных роботизированных космических модулей, осуществляющих захват фрагментов собираемой конструкции, доставляющих их к месту сборки и устанавливающих в штатное положение при помощи манипулятора.

Проблемам разработки, создания и эксплуатации таких модулей посвящено значительное число публикаций, однако многофункциональность и многорежимность подобных систем, а также отсутствие на сегодняшний день успешно эксплуатируемых прототипов и, как следствие, большое число недостатков изученных задач, определяют необходимость дальнейших исследований.

В частности, в рамках процедур орбитального монтажа и сервиса могут быть выделены весьма различающиеся с точки зрения особенностей динамики режимы функционирования. Таким образом, целесообразным может быть использование совокупности монтажно-сервисных автономных роботизированных космических модулей, каждый из которых обладает разумной степенью универсальности, но ориентирован

на предпочтительное использование в одном из возможных режимов управляемого движения.

## **ПУТИ ОЦЕНКИ ПСИХОФИЗИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ЛЕТЧИКОВ ПО МАТЕРИАЛАМ ОБЪЕКТИВНОГО КОНТРОЛЯ**

**А.И. Брылев**

**perisk@bk.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Оценка психофизического состояния летчика имеет важное значение для повышения безопасности полетов. Зачастую даже подготовленный пилот совершает ошибки, вызванные эмоциональным состоянием, недостатками в подготовке, а также отсутствием натренированности. С другой стороны, ошибки, как правило, не происходят внезапно. Пилоты «идут» к ним в своей профессиональной деятельности постепенно, полет за полетом.

К сожалению, использование медицинских технологий для контроля состояния членов экипажа летательных аппаратов (ЛА) во время полета весьма затруднено. Применение контактных датчиков для измерения давления крови, пульса, частоты дыхания, а тем более химического состава крови возможно только при испытательных полетах и недоступно для оценки состояния пилотов в их повседневной профессиональной деятельности.

Тем не менее для анализа состояния летчиков могут быть использованы записи бортовых регистраторов, штатно установленных на летательных аппаратах.

Наибольшее количество информации возможно получить с параметрических самописцев (распространенное обозначение Flight Data Recorder, FDR). Это обусловлено удобством автоматизированной обработки информации, возможностью «воссоздания» траектории полета ЛА и расчета ее отклонения от некоей «идеальной» траектории, вызванной действиями пилота.

Вторым по значимости источником информации может служить система видеорегистрации (Video Recorder, VR), записывающей положения органов управления и приборов в кабине ЛА. Эти системы только начинают внедряться, но имеют важное значение с точки зрения оценки быстроты и правильности реакции пилотов на изменение окружающей обстановки.

Третьим по значимости источником информации могут являться записи речевых самописцев (Cockpit Voice Recorder, CVR), особенно канал, характеризующий шумовую обстановку в кабине ЛА. Эти записи позволяют на основании анализа изменения тембра голоса пилотов, при различных режимах полета, оценить его загруженность и готовность к действиям против внешних раздражителей.

Комплексное использование записей со всех источников объективной информации позволяет судить о психофизическом состоянии пилотов и может показать пути повышения их профессиональных навыков и направление тренировок с целью недопущения ошибок в технике пилотирования.

### СПОСОБ УВЕЛИЧЕНИЯ ДИАПАЗОНА ИЗМЕРЯЕМЫХ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ ВОГ С ОТКРЫТЫМ КОНТУРОМ

Н.И. Кробка,  
Д.С. Щербицкий,  
А.М. Горячкин

krobkanick@msn.com  
am.goryachkin@gmail.com  
dssh03@mail.ru

филиал ФГУП «ЦЭНКИ» НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

В настоящее время к ВОГ предъявляются все более жесткие точностные требования, а также требования к увеличению диапазона измерения угловых скоростей (ДИУС) для унификации и расширения области применения ВОГ.

Цель данной работы - увеличение ДИУС ВОГ в схеме с открытым контуром.

Рассмотрен ВОГ производства ФГУП «ЦЭНКИ» (НИИПМ им акад. В.И. Кузнецова) в классическом исполнении, использующий ступенчатую модуляцию.

В данной работе приведено решение по расширению ДИУС ВОГ путем изменения формы модуляции и метода вычисления сигнала вращения ЧЭ ВОГ. Для этого был разработан проект для программируемой логики БЭ ВОГ. Суть решения состоит в том, что значение угловой скорости вычисляется при совпадении с одним из трех рабочих диапазонов с заданным постоянным диапазоном значений интенсивности. Значение угловой скорости вычисляется по формуле, коэффициенты которой вычисляются на этапе калибровки датчика.

Приведены результаты испытаний макета ВОГ с новой формой модуляции и их сравнение с данными по существующему ВОГ с классической схемой.



## **РАКЕТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ, ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА, ЛЁТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ, ЭКСПЛУАТАЦИЯ**

### **ЭВОЛЮЦИЯ ПРОЕКТА ПРОТИВОКОРАБЕЛЬНОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА 4-ГО ПОКОЛЕНИЯ**

**В.А. Меркулов, В.А. Поляченко, М.А. Хомяков, Н.Н. Лобзов,  
А.В. Ковалев**

**vpk@npomash.ru**

ВПК «НПО машиностроения»

В этом году исполняется 35 лет с начала разработки в НПО машиностроения под руководством генерального конструктора В.Н. Челомея (ныне АО «ВПК «НПО машиностроения») проекта противокорабельного ракетного комплекса 4-го поколения. Начало пути этой разработке было положено постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 05.07.1981 г. Противокорабельным комплексом ракетного вооружения (КРВ) с унифицированной малогабаритной крылатой ракетой оперативно-тактического назначения должны были оснащаться подводные лодки и надводные корабли отечественного Военно-Морского Флота.

В ходе научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ первоначальный проект претерпел ряд существенных изменений, затронувших практически все основные системы и агрегаты ракеты и комплекса. Тем не менее основные характерные черты проекта – унификация по видам базирования и способу старта, большие сверхзвуковые скорости и диапазон траекторий полета, автономность управления по принципу «выстрелил – забыл», эксплуатационные характеристики ракеты по схеме «с завода – на корабль» – были сохранены и получили дальнейшее развитие. Проведенные наземные стендовые и летные испытания подтвердили обоснованность и эффективность изменений и доработок проекта и послужили основанием для принятия комплекса в эксплуатацию и на вооружение Военно-Морского Флота.

В наступивших сложных условиях конца XX века коллектив предприятия вместе с его руководителем Г.А. Ефремовым начал и успешно продолжил разработку экспортных вариантов КРВ, в ходе которой ряд основных систем ракеты был переведен на современную элементную базу и получил дальнейшее совершенствование.

В настоящее время АО «ВПК «НПО машиностроения» во главе с генеральным директором, генеральным конструктором А.Г. Леоновым осуществляет развитие доказавшего свою актуальность и эффективность комплекса ракетного вооружения. В результате проводимых мероприятий обеспечен рост объемов работ как по Гособоронзаказу, так и в области военно-технического сотрудничества с зарубежными странами. При этом особая важность придается созданию заделов, открытию новых опытно-конструкторских работ по вооружению комплексом широкой номенклатуры носителей ракетного оружия – наземных, морских, авиационных.

В докладе, основанном на исследовании архивных и современных материалов, приведена история развития проекта и пути формирования технического облика противокорабельной крылатой ракеты 4-го поколения.

### ЩИТ И МЕЧ СЕВЕРНОГО ФЛОТА РОССИИ

**А.Н. Кононович**

**vpk@npomash.ru**

ВПК «НПО машиностроения»

В этом году выходит в свет книга «Щит и меч Северного флота России». Книга посвящена североморцам – организаторам и участникам испытаний, освоения и боевого применения ракетного и артиллерийского оружия Северного флота.

В книге в хронологическом порядке отражены исторические события освоения и применения ракетных и артиллерийских систем Северного флота, становления и боевой деятельности Управления ракетно-артиллерийского вооружения Северного флота, показаны все основные образцы ракетного и артиллерийского оружия, стоявшего на вооружении надводных кораблей, подводных лодок и береговых частей за всю историю Северного флота.

Конкретными событиями, фактами показаны становление и совершенствование ракетно-артиллерийского технического обеспечения с учетом поступившего на флот нового оружия, среди которого заметную часть составляют разработки АО «ВПК «НПО машиностроения».

### ВЗГЛЯД С ОРБИТЫ

**М.В. Сураев**

Летчик-космонавт, Герой России

Представлены уникальные фотографии, которые, за редким исключением, нигде больше увидеть невозможно, сделанные во время подготовки и выполнения двух космических экспедиций на международную космическую станцию (МКС) в 2009-2010 и 2014 годах.

Снимки дополнены комментариями автора.

### ОБОСНОВАНИЕ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГРУППИРОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ ВЕРОЯТНОСТНОГО ПОДХОДА

**А.А. Золотов, Э.Д. Нуруллаев**

**alexandrzolotov41@mail.ru**

Московский авиационный институт

Рассмотрены задачи оптимизации параметров группировки космических аппаратов (КА), решение которых требует использования вероятностного подхода.

Представлены методы обоснования рационального количества запасных КА в составе группировки спутников, методы оценки оптимального ресурса и количества замен КА в течение заданного срока эксплуатации, а также методы оптимизации кратности резервирования бортовых систем КА, обеспечивающие минимальные затраты на реализацию целевой программы.

При проведении оптимизации параметров использованы методы Лагранжа, перебора и случайного поиска.



Работоспособность представленного подхода проиллюстрирована на конкретных примерах.

Представленные материалы могут служить руководством для инженерно-технических работников КБ, НИИ, НПО при разработке высоконадежных изделий ракетно-космической техники.

### **КОНСТРУКЦИЯ СБРАСЫВАЕМОГО ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ**

**В.А. Каверин, А.М. Васильев, А.М. Петроченко, К.В. Камерцель,  
М.В. Белов** **vpk@npomash.ru**

ВПК «НПО машиностроения»

Сбрасываемый головной обтекатель предназначен для уменьшения аэродинамического сопротивления ракеты-носителя при прохождении атмосферного участка траектории и защиты полезной нагрузки, размещенной под обтекателем, от аэродинамических, тепловых, механических воздействующих факторов и пылегрунтовых образований на траектории выведения, а также для обеспечения транспортирования в составе головной части.

Сброс обтекателя на траектории выведения осуществляется по команде на сброс обтекателя, выдаваемой системой управления, и производится путем разделения его по плоскости стыка I-III на две створки за счет срабатывания замков пиротехнической системы разделения. Створки под действием толкателей поворачиваются в узлах вращения и по достижении угла поворота порядка  $35^\circ - 45^\circ$  теряют механическую связь с ракетой-носителем и сбрасываются под действием перегрузки и набегающего потока.

В данной работе рассмотрен сбрасываемый головной обтекатель разработки АО «ВПК «НПО машиностроения», включая конструктивно-силовую схему, элементы конструкции, функционирование узлов и агрегатов.

### **РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ ПО СОЗДАНИЮ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ ТЯГОЙ ЗН НА КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА АТ+НДМГ ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ**

**Ф.А. Казанкин, К.П. Кулябин,  
Е.В. Семкин**

**mail@niimashspace.ru**

НИИМаш

В статье изложены результаты исследовательских работ, которые провел ФГУП «НИИ-Маш» в обеспечение создания жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ) тягой ЗН на компонентах топлива:

- горючее: несимметричный диметилгидразин (НДМГ);
- окислитель: азотный тетраоксид (АТ).

В результате проведенной работы показана принципиальная возможность создания ЖРДМТ тягой ЗН на компонентах топлива АТ+НДМГ с удельным импульсом тяги не менее  $275 \text{ кгс}\cdot\text{с}/\text{кг}$  при массовом соотношении компонентов топлива  $1,85 \pm 0,15$  и давлении компонентов топлива на входе в двигатель от 10 до  $20 \text{ кгс}/\text{см}^2$ . В качестве

смесительного элемента такого двигателя используется струйная схема смешения компонентов топлива.

Показана возможность обеспечения длительного огневого ресурса работы ЖРДМТ в течение 27 000 с за 200 000 включений при стабильности энергетических параметров двигателя.

### **УСЛОВИЯ БЕЗОПАСНОГО ПРИМЕНЕНИЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В СОСТАВЕ КОРПУСА ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА ПИЛОТИРУЕМОГО ТРАНСПОРТНОГО КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ**

**А.С. Мелихов,<sup>1</sup>  
А.Л. Ермак<sup>2</sup>**

**anatoly.melihov@gmail.com  
Alexander.Ermak@rsce.ru**

<sup>1</sup> ВНИИПО МЧС России

<sup>2</sup> РКК «Энергия»

При создании возвращаемых аппаратов пилотируемых транспортных космических кораблей нового поколения (ВА ПТК НП), с целью существенного снижения массы ПТК, для изготовления корпуса ВА планируется использование полимерных композиционных материалов (ПКМ), в частности углепластиков.

ПКМ состоят из армирующего наполнителя (из стеклянных, углеродных, керамических волокон) и связующего, в качестве которого используются композиции из полимерных смол.

Корпус ВА при входе его в плотные слои земной атмосферы нагревается до высокой температуры – в пределах 200 °С и пребывает в этом состоянии около часа.

Указанный уровень температуры, как показывают исследования, близок к опасному для ВА ПТК значению, при котором возможно снижение прочности ПКМ из-за термического разложения или загорания связующего ПКМ. В связи с этим возникает риск разрушения конструктивных элементов из ПКМ, применяемых в составе корпуса ВА, под действием давления атмосферы в обитаемом гермоотсеке ВА и сил, возникающих в результате аэродинамического торможения ВА и ударных нагрузках во время его приземления.

Для решения вопроса по определению условий безопасного применения ПКМ в конструкциях ВА была исследована горючесть широкого круга ПКМ с различными наполнителями и связующими при нормальной и повышенных температурах.

Разработанная на базе результатов экспериментальных исследований расчетно-экспериментальная методика позволяет определять показатели горючести ПКМ в диапазоне температур, до которых возможно, по оценкам разработчиков ВА, нагревание его корпуса и конструктивных элементов из ПКМ во время приземления ВА. Определен уровень горючести ПКМ при ожидаемых максимально возможных температурах элементов корпуса ВА из ПКМ.

Установлено, что к настоящему времени профильными научно-производственными предприятиями России создан ряд ПКМ, в том числе углепластиков, негорючих в напряженных условиях эксплуатации элементов из ПКМ в составе конструкций корпуса ВА ПТК.

Предложен проект методики по установлению сохранения доли прочности элементов из ПКМ, обеспечивающей предотвращение разрушения корпуса ВА из-за снижения прочности элементов из ПКМ, входящих в конструкции корпуса ВА, вследствие термического разложения полимерного связующего, находящегося в составе ПКМ.

Методика включает в себя выдержку образцов композиционных материалов в термобарокамере при ожидаемых температурах и соответствующих давлениях, изменяющихся в термобарокамере в соответствии с законом изменения этих параметров, действующих на элементы из ПКМ, начиная с периода входа ВА в плотные слои атмосферы и заканчивая периодом остывания корпуса ВА после его приземления. После этого производится контрольное определение прочности образцов из ПКМ на прочность и делается заключение о пригодности ПКМ.

Результаты испытаний ПКМ по данной методике будут способствовать совершенствованию подхода к определению условий безопасного применения ПКМ, предназначенных для использования в составе корпуса ВА ПТК НП.

### **ТЕРМОЭМИССИОННАЯ ТЕПЛОВАЯ ЗАЩИТА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ**

**В.А. Керножицкий,  
А.В. Колычев**

**[vakern@mail.ru](mailto:vakern@mail.ru),  
[migom@mail.ru](mailto:migom@mail.ru)**

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

В настоящее время актуальным является разработка и создание спускаемых аппаратов (СА), в том числе экспериментальных, предназначенных для отработки новых технологий спуска в атмосфере.

Кроме того, актуальным является разработка СА для исследования атмосфер других планет.

Одной из основных проблем обеспечения спуска в атмосферах планет является интенсивный аэродинамический нагрев. Одновременно отсутствие информации об особенностях атмосфер приводит к неопределенности в части обеспечения тепловой защиты СА. При спуске кроме аэродинамического нагрева проблемой может явиться возникающие при спуске неравномерно распределенные по поверхности нестационарные тепловые потоки, приводящие к возникновению существенных локальных и общих температурных напряжений в обшивке.

Решением может явиться применение термоэмиссионной тепловой защиты (ТЭТЗ), уже длительное время разрабатываемой в БГТУ.

Его основными достоинствами является отвод большого количества тепловой энергии аэродинамического нагрева с одновременным получением большого количества электрической энергии на борту. Также важным достоинством является близкая к экспоненциальной зависимость электронного теплоотвода от температуры. Данное замечательное свойство ТЭТЗ позволит компенсировать возникающие при спуске СА в атмосфере Земли и других планет неравномерно распределенные нестационарные тепловые потоки аэродинамического нагрева, определение которых на этапе проектирования представляет сложность, вызванную отсутствием достоверной информации о составе и особенностях атмосферы других планет.

Кроме того, большое количество электрической энергии генерируемой на борту позволит проводить уникальные энергоемкие эксперименты при изучении особенностей атмосферы других планет, представляющие научную ценность.

Таким образом, применение ТЭТЗ открывает новые возможности при изучении других тел Солнечной Системы.

### **АНАЛИЗ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАЗНАЧЕНИЯ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ СИСТЕМ ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ДЛИТЕЛЬНЫХ АВТОНОМНЫХ ПОЛЕТОВ**

**И.В. Глебов, А.В. Левченко**

**igor.glebov4@rsce.ru**

РКК «Энергия»

В докладе рассматривается подход к анализу показателей назначения на стадии проектирования и наземной экспериментальной отработки перспективных систем пилотируемого космического аппарата (ПКА) для длительных автономных полетов на примере системы переработки диоксида углерода (СПДУ), разрабатываемой с учетом особенностей эксплуатации в условиях, которые существенно отличаются от околоземных орбитальных полетов.

Проектирование и наземная экспериментальная отработка – важнейшие этапы создания систем регенерационного типа, т. к. последующие летные испытания, совмещенные со штатной эксплуатацией, не позволяют использовать их результаты для устранения последствий конструкторских решений ошибочного характера. В связи с этим важной задачей в совершенствовании процесса разработки данных систем является обеспечение достоверной оценки показателей назначения систем регенерационного типа по результатам наземной экспериментальной отработки.

Для решения этой задачи необходима разработка специального математического и программного обеспечения оценки и анализа расчетных и экспериментальных значений показателей назначения систем в ходе их проектирования и наземной экспериментальной отработки.

При проведении параметрического анализа на стадии проектирования основным методом исследования является применение метода имитационного моделирования, позволяющего не только описать функционирование отдельной системы на уровне реализуемых процессов, но и рассмотреть возможные алгоритмы оценки и анализа показателей назначения объекта исследования.

В докладе представлена имитационная модель функционирования объекта исследования, предложен алгоритм оценки и анализа расчетных и экспериментальных значений показателей назначения системы в ходе их проектирования и наземной экспериментальной отработки, а также приведены результаты анализа показателей назначения СПДУ, полученных при испытаниях.

### **ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫЙ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ**

**В.С. Тарасов, А.А. Лизунов**

**vpk@npomash.ru**

ВПК «НПО машиностроения»

В решении проблемы использования лучистой энергии Солнца важное место принадлежит фотоэлектрическому методу преобразования энергии, интенсивно развивающемуся в связи с потребностями космической техники. Отсюда ясно, что дальнейший прогресс в использовании солнечной энергии тесно связан с проблемой создания фотоэлектрических преобразователей, способных преобразовывать, без существенных потерь, интенсивные потоки солнечного излучения в расширенном диапазоне волн.

Фотоэлектрический источник тока в своем рабочем диапазоне имеет порог длины волны (красная граница), т. е. при длине волны, превышающий этот порог, энергия

фотонов становится недостаточной для возбуждения химического или физического изменения.

Процесс преобразования может быть усовершенствован, если использовать селективную абсорбционную поверхность, абсорбционная и эмиссионная способность которой высоки вплоть до порога длины волны (красная граница) и низки для всех длин волн, превышающих порог.

Анализ факторов, определяющих КПД ФЭП и оптимальные пороги длины волн для фотоэлектрических источников энергии при высокой плотности излучения показывает, что разработка ФЭП с удельной мощностью  $1...10 \text{ Вт/см}^2$  при нанесении пленки нового углеродного материала «Квантум» и в дальнейшем создания полупроводниковых слоев  $n$ - и  $p^+$ -типа проводимости на его основе явилось бы решением поставленной научной проблемы – создания экономичных фотоэлектрических преобразователей с высоким КПД.

Представляется, что настал самый подходящий момент сформировать программу дальнейших научных исследований в области метастабильных форм углерода, в особенности его наноструктурированных линейно-цепочечных форм, и начать опытно-конструкторские разработки изделий с использованием новых углеродных наноматериалов.

### **О СТОПОРЕНИИ РЕЗЬБОВЫХ КРЕПЕЖНЫХ СОЕДИНЕНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**В.А. Каверин, А.В. Ширяев,  
Н.И. Агеева, С.В. Зинин, Д.А. Щукин**

**vpk@npomash.ru**

ВПК «НПО машиностроения»

Резьбовые крепежные соединения принадлежат к классу разъемных соединений, которые повсеместно используются в конструкциях летательных аппаратов (ЛА).

К резьбовым крепежным соединениям относятся соединения: болт-гайка, шпилька-гайка, винт-гайка. Роль гайки также могут выполнять сквозные или глухие резьбовые отверстия в деталях и сборках.

Крепежные резьбы (чаще всего это метрическая резьба) обладают свойством самоторможения, т.е. осевая нагрузка не вызывает поворота одной резьбовой детали относительно другой. Следовательно, если действует только осевая сила, то достаточно затяжки болтов соответствующим моментом для предохранения соединения от самоотвинчивания.

Но для крепежных соединений, работающих при знакопеременных нагрузках необходимо надежное стопорение. Например, при вибрациях могут быть кратковременные периоды, когда гайка оказывается почти свободной от осевых сил, и даже незначительные боковые силы могут создать условия для ее самоотвинчивания.

Во многих случаях для стопорения используют стандартизованные элементы (шплинты, многолапчатые шайбы, контргайки, пружинные шайбы, самоконтрящиеся гайки).

Кроме этого, используется взаимостопорение крепежных элементов по резьбе полимерными и лакокрасочными материалами.

Выбор способа стопорения определяется многими факторами:

- действующими на ЛА нагрузками и температурами;
- необходимостью неоднократной сборки и разборки;
- удобством эксплуатации и т. д.

В данной работе рассмотрены некоторые способы стопорения резьбовых крепежных соединений применительно к конструкциям ЛА разработки АО «ВПК «НПО машиностроения».

### **О ВЗАИМОДЕЙСТВИИ ПРИКЛАДНЫХ РАСЧЕТНЫХ ПРОГРАММ EXCEL, MATHCAD И APM WINMACHINE С 3D-САПР В ПРОЦЕССЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**В.А. Каверин, А.В. Елчев, А.П. Сидоренко,  
Е.И. Коган, А.А. Панасовский**

**vpk@npomash.ru**

ВПК «НПО машиностроения»

Работа инженера-конструктора связана с проектированием конструкций и их предварительным расчетом (синтез и анализ конструкций). Для конструктора-механика – это, прежде всего, следующие расчеты:

- геометрические;
- кинематические;
- на прочность и жесткость;
- по критерию минимальной массы и т.д.

В практике проектно-конструкторских работ часто приходится проводить периодически повторяющиеся расчеты деталей и сборочных единиц. В связи с этим, конструктор всегда стремится такие расчеты автоматизировать и передавать результаты этих расчетов по сквозной цепочке в 3D САПР для автоматической отрисовки по введенным в параметрическую модель новым данным.

В данной работе приведены примеры из этой практики:

- расчет геометрии профиля крыла (линейчатая поверхность) летательного аппарата в среде Excel с последующей отрисовкой консоли крыла в 3D САПР по параметрической модели;
- расчет пружины сжатия с последующей отрисовкой пружины в 3D-САПР по параметрической модели;
- предварительный расчет на прочность и жесткость в среде APM WinMachine.

Оптимизация в процессе проектно-конструкторских разработок, снижение трудоемкости решения поставленных задач и, следовательно, сокращение времени на разработку – всегда будут актуальными задачами, стоящими перед инженерами-профессионалами.

### **МЕТОДИКА ЧИСЛЕННОГО РЕШЕНИЯ КОМПЛЕКСНОЙ ЗАДАЧИ ОБТЕКАНИЯ, НАГРЕВА, ПРОГРЕВА И ОБГАРА ОСЕСИММЕТРИЧНОГО ТЕЛА В ПЛОТНЫХ СЛОЯХ АТМОСФЕРЫ ЗЕМЛИ**

**В.В. Горский, Е.Г. Ватолина,  
И.И. Милохин**

**vatolinaelena@rambler.ru**

ВПК «НПО машиностроения»

Изменение формы летательного аппарата за счет обгара тепловой защиты во многих практически важных случаях приводит к значительному изменению силовых и тепловых нагрузок, подводимых к его поверхности. В связи с этим актуальной является проведение комплексных исследований обтекания, нагрева, прогрева и обгара тел

рассматриваемого типа в сопряженной постановке. Созданию методических основ решения такой задачи и посвящен данный доклад.

В рамках созданного в нашей организации крупного программного комплекса в сопряженной постановке решается следующая совокупность задач:

- численный расчет течения воздуха в ударном слое над поверхностью тела, свойства которого соответствуют состоянию термохимического равновесия;
- численный расчет уравнений воздушного ламинарно-турбулентного пограничного слоя на проницаемой стенке для газа, находящегося в состоянии термохимического равновесия, с описанием многокомпонентной диффузии в рамках уравнений Стефана-Максвелла;
- расчет абляционных характеристик углеродных материалов и углепластиков с учетом всех основных физико-химических превращений, протекающих при силовом и тепловом нагружении этих материалов;
- строгий численный двумерный расчет нестационарного прогрева затупленного тела вращения на сетке с изменяющейся с течением времени границей области интегрирования и сложными граничными условиями на ней;
- формирование обгарной формы тела по методу Знаменского, модифицированному на использование результатов численного решения уравнения Эйлера и пограничного слоя.

### **МЕТОДИКА ЧИСЛЕННОГО РЕШЕНИЯ КОМПЛЕКСНОЙ ЗАДАЧИ ОБТЕКАНИЯ, НАГРЕВА, ПРОГРЕВА И ОБГАРА ОСЕСИММЕТРИЧНОГО ТЕЛА В СТРУЕ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

**В.В. Горский, М.Г. Ковальский**

**not-alone@yandex.ru**

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. Однако эти эксперименты носят сравнительный характер, а перенос результатов этих экспериментов на натурные условия эксплуатации тепловой защиты возможен только при использовании физико-математического описания всей совокупности перечисленных процессов, апробированной на широком круге экспериментов рассматриваемого типа. Созданию такого физико-математического описания и посвящен данный доклад.

В рамках созданного в нашей организации крупного программного комплекса в сопряженной постановке решается следующая совокупность задач:

- формирование табличных зависимостей переносных свойств продуктов сгорания ЖРД от энтальпии и давления;
- численный расчет параметров сверхзвуковой недорасширенной газовой струи, истекающей в затопленное пространство;
- численный газодинамический расчет течения продуктов сгорания ЖРД в ударном слое над поверхностью модели, обтекаемой расходящимся газовым потоком, в рамках метода установления;
- расчет конвективного теплообмена в ламинарно-турбулентном пограничном слое с использованием метода эффективной длины и численного решения уравнений этого слоя;

- расчет абляционных характеристик углеродных материалов, учитывающий протекание всех основных физико-химических процессов, сопутствующих протеканию данного явления;
- построение текущей обгарной формы модели с учетом реальных действующих на нее тепловой и силовой нагрузок.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект №14-08-00971-а).

### **ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДИКИ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ СТАТИСТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ НА ОСНОВЕ ВЕЙВЛЕТ-АНАЛИЗА ДЛЯ КОРРЕКТИРОВКИ ПАРАМЕТРОВ АЛГОРИТМОВ СТАБИЛИЗАЦИИ БПЛА**

**Г.Г. Плавник, А.Н. Лошкарёв,  
О.Л. Точилова**

**forpoint@yandex.ru**

ВПК «НПО машиностроения»

В докладе представлен новый подход к определению параметров алгоритмов стабилизации, основанный на совместном использовании методики исследования устойчивости движения беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) на основе построения их областей устойчивости (ОУ) с учетом допусков и методики обработки данных статистического моделирования движения БПЛА на основе вейвлет-анализа. Указанные методики приведены в трудах секции 22 XXXVIII и XXXIX Академических чтений по космонавтике соответственно.

При определении параметров алгоритмов стабилизации следует учитывать, что методика исследования устойчивости движения БПЛА на основе построения ОУ позволяет получать значения искомым параметров в соответствии с линейной математической моделью (ЛММ) движения БПЛА. Полученные таким образом коэффициенты стабилизации, а также настройки корректирующих контуров (КК) в дальнейшем должны быть скорректированы по результатам моделирования движения БПЛА в соответствии с полной математической моделью с использованием цифрового моделирующего комплекса (ЦМК). Необходимость корректировки связана с тем, что полная математическая модель движения БПЛА является нелинейной, вследствие чего реальные области устойчивости могут быть сдвинуты относительно линейных областей или иметь другой размер и форму. Таким образом, линейные области могут дать только начальное приближение для значений коэффициентов стабилизации, а их последующая корректировка представляет собой отдельную достаточно трудоемкую задачу.

Решение данной задачи обычно осуществляется за счет анализа результатов моделирования движения БПЛА для ограниченного числа выбранных наборов допусков, так как каждый из них требует отдельного запуска ЦМК, обработка результатов которого осуществляется в ручном режиме.

В отличие от такого подхода использование для решения данной задачи методики обработки данных статистического моделирования на основе вейвлет-анализа позволяет за короткое время осуществлять корректировку коэффициентов стабилизации по результатам статистического моделирования движения БПЛА для большого числа реализовавшихся наборов допусков (порядка тысячи), обработка которых происходит автоматически.

Таким образом, использование нового подхода позволило:

- автоматизировать обработку результатов моделирования движения БПЛА;
- сократить время определения параметров алгоритмов стабилизации;
- повысить качество переходных процессов при моделировании движения БПЛА.



## СТАБИЛИЗАЦИЯ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ИДЕНТИФИКАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ЛА В ПРОЦЕССЕ ПОЛЕТА

М.В. Зенченко, Г.Г. Плавник

vpk@npomash.ru

ВПК «НПО машиностроения»

В реальных условиях полета летательного аппарата (ЛА) реализуется априорно неизвестный режим возмущенного движения в условиях параметрической неопределенности.

Перед разработчиком систем угловой стабилизации ЛА стоит сложная задача обеспечения запасов устойчивости с учетом влияния на ЛА разного рода внутренних и внешних возмущающих воздействий, таких как неточности знания массовых, центровочных и инерционных характеристик ЛА, разбросы значений аэродинамических характеристик (АДХ), неточности знания положения вектора тяги, ветровые воздействия, неточности знания параметров атмосферы и др.

Кроме того, необходимо учитывать возмущающие факторы, вносимые измерительными системами: неточностями установки измерительных приборов, погрешностями и шумами измерений, вибрационными воздействиями в местах установки датчиков.

Также необходимо учитывать погрешности, связанные с установкой и характеристиками рулевого тракта и др.

Система угловой стабилизации ЛА должна обеспечивать заданное угловое положение ЛА на всей траектории. При этом необходимо выполнять требования к качеству переходных процессов обработки возмущающих воздействий. Качество переходных процессов (запасы устойчивости, время переходного процесса) при заданной структуре системы угловой стабилизации определяется выбором коэффициентов стабилизации (настроек).

При наличии возможности уточнять (идентифицировать) в процессе полета значения некоторых наиболее существенных параметров объекта и внешних воздействий (АДХ, параметры атмосферы и др.), влияющих на процессы стабилизации, вероятность обеспечения заданных параметров переходного процесса может быть повышена.

В данной работе предлагается на базе методов параметрической идентификации динамических систем производить в бортовой системе управления ЛА уточнения параметров объекта и восстановление некоторых возмущающих воздействий с целью применения этой информации для коррекции коэффициентов стабилизации в процессе полета.

Приводится численный пример идентификации коэффициента аэродинамического момента тангажа в процессе полета и коррекции коэффициентов стабилизации.

Результатом проведенного исследования является увеличение точности стабилизации продольного движения летательного аппарата с учетом действующих возмущений.

## **АНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД РАСЧЕТА НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ЛА ИЗ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ**

**Ю.И. Виноградов<sup>1</sup>, А.И. Маслов<sup>2</sup>, Г.Б. Меньков<sup>1</sup>, А.Ф. Еремин<sup>1</sup>,  
В.В. Улесов<sup>2</sup>, С.В. Шалыга<sup>2</sup> g-25@bk.ru**

<sup>1</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

<sup>2</sup>ВПК «НПО машиностроения»

В результате применения аналитического решения дифференциальных уравнений показана возможность определения произвольных постоянных из граничных условий с гарантированной погрешностью для предназначенной модели конической оболочки ЛА. Также показана эффективность предлагаемого аналитического метода, который позволяет рассчитывать напряженно-деформированное состояние силового отсека конической формы, не разбивая его на отдельные участки, как в известном методе конечных элементов (МКЭ).

В отличие от общепринятого способа расчета и моделирования деформированного состояния оболочек методом конечных элементов - предложен принципиально новый аналитический метод исследования и расчета напряженно-деформированного состояния силовых элементов конструкций при заданных вариантах нагружения и различных граничных условий.

## **ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРЯЖЕНИЙ И ДЕФОРМАЦИЙ ПРИ СЛОЖНОМ НАПРЯЖЕННОМ СОСТОЯНИИ ШАРНИРНОГО УЗЛА ПРИВОДА ЭЛЕВОНА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

**Ю.И. Виноградов<sup>1</sup>, А.И. Маслов<sup>2</sup>, А.В. Шишурин<sup>2</sup>,  
Д.Б. Пармузин<sup>1</sup>, С.В. Шалыга<sup>2</sup> g-25@bk.ru**

<sup>1</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

<sup>2</sup>ВПК «НПО машиностроения»

Впервые представлен метод определения предельных нагрузок жестко-пластической среды одного, двух и трех измерений на примере шарнирного узла механизма привода элевона летательного аппарата. Для определения некоторых особенностей пластического поведения тела при сложном напряженном состоянии приведены расчеты упруго-пластического изгиба оси, расчет в упругой области при наличии пластических деформаций, а также для сравнения приведены расчеты при использовании подшипников скольжения и показаны возможности использования шарнирного узла привода элевона в экстремальных условиях.

## ОТРАБОТКА ИЗГОТОВЛЕНИЯ СВАРНО-ПАЯНЫХ КОРПУСОВ ОТСЕКОВ ИЗ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ В ВИДЕ ТЕЛ ВРАЩЕНИЯ

П.П. Денисов, В.Е. Секерин

kborion@esoo.ru

КБ «Орион»

При выборе материала для изготовления корпусов летательных аппаратов решающим фактором является минимальная масса при максимальной прочности. По этой причине предпочтение отдается алюминиевым сплавам, а применение сталей, из-за их высокой плотности, ограничено силовыми элементами конструкции, где первостепенной является прочность. Однако, когда прочностных свойств алюминиевых сплавов недостаточно, а применение сталей невозможно из-за ограничений по массе для изготовления конструкции отсеков применяют титановые сплавы.

Применение титановых сплавов в современной промышленности ограничено, прежде всего, дороговизной материала (титановые сплавы в 40 раз дороже сталей и в 6 раз дороже алюминиевых сплавов). Значительного снижения затрат при изготовлении корпусов отсеков изделий возможно достичь минимизацией металлорежущих операций, для этого при проектировании деталей и сборочных единиц необходимо делать акцент на листовую штамповку обечаек, пайку и сварку сложных пространственных конструкций из простых составляющих.

Пайка деталей и заготовок из титановых сплавов обладает рядом особенностей, которые необходимо учитывать при проектировании и изготовлении:

1. Температура пайки титановых припоев от 750 до 980 °С.
2. Зазор под паяное соединение не должен превышать 0,15 мм.
3. При предъявлении требований по герметичности паяного шва механическая обработка по паяному шву нежелательна.
4. Нарезание резьбы по паяному шву невозможно.
5. В процессе пайки необходимо использовать термофиксаторы для сохранения геометрии деталей и сборочных единиц.
6. Конструкция должна обеспечивать свободный доступ к местам нанесения припоя и возможность фиксации спаиваемых деталей. Эти особенности подлежали учету при отработке технологии на сборочных единицах экспериментальных корпусов отсеков, в процессе отработки технологии получены положительные результаты испытаний на прочность и герметичность корпусов отсеков стендовых изделий, а также изделий, допущенных к летным испытаниям.

## МЕТОД РАСЧЕТА ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕМЕНТОВ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

И.А. Кривошеев,<sup>1</sup>

А.Ф. Ивашин,<sup>2</sup>

Е.В. Осипов<sup>2</sup>

kborion@esoo.ru

krivosh777@mail.ru

evgeny.osipov@mail.ru

<sup>1</sup> Уфимский государственный авиационный технический университет

<sup>2</sup> КБ «Орион»

При создании силовых установок ЛА, в составе которых используются ракетные (РКД), прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД), газотурбинные (ГТД) и комбинированные двигатели (КД), а также вспомогательные силовые установки (ВСУ), важ-

ную роль играют газодинамические характеристики элементов проточной части (ПЧ), включая входные и выходные устройства (сопла), межкаскадные переходные каналы, межлопаточные каналы в лопаточных венцах компрессоров и турбин, а также основные и форсажные камеры сгорания. Характер течения в каждом из таких элементов может быть диффузорным (торможение) и конфузорным (разгон потока). При этом используется зависимость коэффициента восстановления полного давления  $\sigma$  от приведенной скорости  $\lambda$  в «горле» (наиболее узком сечении) канала  $\sigma=f(\lambda)$ . Значение этих параметров на одном из режимов может быть получено экспериментально или путем 3D CAD/CAE-моделирования, например в системе Ansys CFX. В частности, при продувках решеток профилей компрессоров и турбин часто получают зависимость коэффициента потерь полного давления как доли от динамического напора в «горле» канала от угла набегания и скорости потока  $W$ . Известны эмпирические методы расчета потерь в конфузорных и диффузорных каналах (Дейча М.Е, Довжика С.А., Гиневского А.С. и т.д.). Часть из них сложны в применении при проведении инженерных расчетов, требуют знаний эмпирических коэффициентов, индивидуальных для разных конструкций. Другие методы удобны в практическом применении, но имеют большую погрешность. Практическое же применение любых расчетных методов требует высокой точности, удобства использования и хорошей информативности получаемых результатов. Предлагаемый авторами метод расчета потерь в конфузорных и диффузорных каналах силовых установок ЛА удовлетворяет этим требованиям. Он основан на том, что искомая зависимость коэффициента восстановления полного давления  $\sigma$  от приведенной скорости  $\lambda$  получается масштабированием вдоль оси  $\lambda$  газодинамической функции. Таким образом, используя полученные каким-либо способом значения  $\sigma$  и  $\lambda$  на одном из режимов работы данного элемента ПЧ, требуется определить эквивалентную приведенную скорость в «горле»  $\lambda'$  из условия равенства  $\sigma$  газодинамической функции и получить значение коэффициента  $K$ , равного отношению  $\lambda'/\lambda$ . При этом, чем меньше значение  $K$ , тем выше  $\sigma$  и тем лучше характеристика элемента ПЧ. Характеристики элементов ПЧ предложено использовать в системе имитационного моделирования DVIg математической модели ПВРД с включением разработанного метода расчета потерь в элементах ПЧ при создании математической модели СУ с ПВРД и решения расчетных задач моделирования поведения двигателя в различных условиях и режимах работы.

### **ВОССТАНОВЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЛА В КОНТЕЙНЕРЕ ПО ДАННЫМ ДИСКРЕТНОЙ РЕГИСТРАЦИИ В ХОДЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ**

**А.В. Плюсин**

**vpk@npomash.ru**

ВПК «НПО машиностроения»

Предложены способы определения параметров движения ЛА в пусковом контейнере по данным регистрации пути, скорости и ускорения ЛА в том случае, когда шаг дискретности данных слишком велик для использования обычного метода интерполяции.

Для автоматического удовлетворения заданным условиям в точках регистрации параметров строится кусочно-полиномиальная эрмитова интерполяция графика пути. Полиномы интерполяции определяются на промежутках, концами которых служат последовательные значения моментов регистрации ускорения. Это гарантирует непрерывность реконструкции графика ускорения, имеющего большие погрешности в сравнении с графиками пути и скорости ЛА. Построение эрмитовой интерполяции

опирается на технику метода конечных элементов. В случае кратных узлов регистрации минимальная степень кусочного полинома равна 5. Аналогичные полиномы можно конструировать и для некратных узлов регистрации. Рассмотрены также случаи применения полиномов 7-й и 8-й степеней.

Для определения свободных параметров интерполяции составляется система линейных алгебраических уравнений (СЛАУ) и, исходя из вариационной формулировки по методу наименьших квадратов, ищется ее нормальное псевдорешение. Но задача поиска нормального псевдорешения СЛАУ, вообще говоря, некорректна. В частности, ее решение неудовлетворительно для эрмитовой интерполяции 5-й степени. В этом случае результаты удастся получить, применяя метод регуляризации А.Н. Тихонова. Метод регуляризации приходится также применять, если моменты регистрации не заданы точно, а изменяются случайным образом вблизи известных опорных значений.

### **РАСЧЕТ НЕСТАЦИОНАРНОЙ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩЕЙ НА ДЕФОРМИРУЕМУЮ ПАНЕЛЬ ОПЕРЕНИЯ ЛА**

**А.В. Плюснин, Л.А. Бондаренко,  
Ю.Р. Сабиров**

**vpk@npomash.ru**

ВПК «НПО машиностроения»

При движении ЛА в воде как недеформируемого твердого тела нестационарную составляющую гидродинамической силы и момента можно определить, воспользовавшись концепцией присоединенных масс и моментов инерции. Однако местные нагрузки определяются распределением давления по соответствующим участкам поверхности ЛА. В случае неизменной геометрии ЛА для этого достаточно распределений по поверхности ЛА единичных потенциалов обтекания, которые получаются в процессе вычисления коэффициентов присоединенных масс. В общем же случае изменяющейся геометрии появляются дополнительные параметры, например, формы упругих колебаний корпуса, элементов оперения, что требует решения самостоятельных гидродинамических задач.

В докладе рассматривается задача определения нестационарной гидродинамической нагрузки, возникающей на панели оперения ЛА при ее быстром торможении и последующих упругих колебаниях в процессе фиксации. Для аппроксимации произвольно изменяющихся во времени ускорений точек панели оперения используется, как в методе конечных элементов, фиксированная система базисных функций. В приближении плоской задачи, основанном на методе плоских сечений, это позволяет построить численно-аналитический метод решения задачи. В пространственном случае используется метод дискретных вихрей.

### **ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА НАДДУВА КОЛЬЦЕВОГО ПРОСТРАНСТВА МЕЖДУ КОРПУСОМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И ПУСКОВЫМ КОНТЕЙНЕРОМ**

**А.В. Плюснин**

**vpk@npomash.ru**

ВПК «НПО машиностроения»

В ходе подводного газодинамического выброса ЛА из контейнера по «минометной» схеме разгерметизация свободного кольцевого пространства между контейнером и

корпусом ЛА может вызвать интенсивное втекание воды, сопровождаемое значительным повышением давления на корпусе ЛА, что может привести к его разрушению. Для исключения данного явления можно произвести предстартовый наддув свободного пространства контейнера до уровня гидростатического давления на глубине проведения газодинамического выброса. При этом в качестве рабочей среды для наддува обычно используется азот, т.к. при наддуве воздухом продукты сгорания стартового энергоустройства вступают в реакцию с кислородом (вторичное догорание), что приводит к значительному росту давления среды в задонном пространстве контейнера.

В докладе сопоставляются результаты численного моделирования процесса наддува контейнера в рамках инженерного подхода и методом конечных объемов по разностной схеме типа С.К. Годунова. В последнем случае, учитывая большое различие в пространственных масштабах течений внутри баллона наддува и вне его, задача истечения из баллона решается автономно, и при этом учитываются свойства реального газа. Определяемые в этом расчете параметры истечения из баллона служат граничными условиями для последующего расчета растекания газа по кольцевому пространству контейнера.

### **ПРАКТИКА РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ГАЗОДИНАМИКИ СТАРТА И ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЛА С ЖИДКОСТЬЮ И ПРЕПОДАВАНИЕ НА АЭРОКОСМИЧЕСКОМ ФАКУЛЬТЕТЕ**

**А.В. Плюсин**

**[vpk@npomash.ru](mailto:vpk@npomash.ru)**

ВПК «НПО машиностроения»

В течение 30 лет Аэрокосмический факультет МГТУ им. Н.Э. Баумана под руководством Р.П. Симоньянца и при всесторонней поддержке руководителей Предприятия и Университета готовит кадры для НПО машиностроения, успешно реализуя идею непрерывной научно-производственной практики студентов (ННПП). В рамках этого процесса чуть ли не весь коллектив предприятия передает свой опыт молодому поколению непосредственно на рабочих местах, а значительная часть сотрудников несет на себе также и учебную нагрузку в стенах АКФ, что можно было бы охарактеризовать как непрерывный научно-производственный процесс преподавания.

В докладе на основе опыта автора, приобретенного за более чем 20 лет лекционной работы на АКФ в рамках этого процесса, приводятся примеры взаимного совершенствования профессиональной деятельности и преподавания. Например, понимание производственных задач позволяет соответствующим образом варьировать глубину изложения различных разделов читаемых дисциплин, подбирать иллюстрирующие материалы, темы курсовых и дипломных работ. Учебная работа стимулирует расширение арсенала методов, используемых для решения задач, осознание теоретических основ этих методов, их логической взаимосвязи. Так, хорошее владение теорией потенциала в математической физике помогает грамотно применять панельные методы для расчета параметров обтекания ЛА, колебаний топлива в баках. Подобным образом, теория характеристик является основой квалифицированного применения современных разностных схем в расчетах сжимаемых течений газа и жидкости.

Разнообразие тематики учебных курсов позволило обратить внимание также и на некоторые интересные аспекты, относящиеся к характеру представления материала. Это мотивация постановки задачи, теоретических построений, выбора методов решения; уровни строгости изложения (так, чистый математик, вычислитель и физик могут по-разному понимать равенство двух величин); причины трудностей восприятия ма-

териала студентами, обусловленные терминологией, малозаметными изменениями позиции, с которой рассматривается предмет даже в смежных разделах одной и той же дисциплины и т.д.

## **ОБЗОР СВОБОДНОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ДИНАМИКИ И ПРОЧНОСТИ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

**Г.А. Щеглов**

**h15r@yandex.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В настоящее время при проектировании аэрокосмических систем в основном используются компьютерные технологии CAD/CAE, реализованные в коммерческих пакетах прикладных программ. Широко распространены пакеты Patran/Nastran, Marc, ADAMS, ANSYS, Siemens NX, SolidWorks, Creo, CATIA и др. Данные пакеты позволяют эффективно решать поставленные задачи, однако требуют соблюдения условий лицензий. Согласно условиям лицензий, программно-математическое обеспечение (ПМО), как правило, не продается пользователю, а передается в лизинг. Лицензионные отчисления могут быть ежегодными и составлять значительную сумму, особенно при использовании решателей, предназначенных для распараллеливания вычислений. Владельцы лицензий также могут ограничивать или запрещать использование ПМО для разработки изделий двойного назначения. Использование нелегальных копий является незаконным, при этом сопряжено с риском повреждения программ хакерами и распространения вирусов.

Другой проблемой является закрытость кода коммерческого ПМО, которая снижает надежность и гибкость применения компьютерных технологий, их локализацию для решения узкоспециальных задач. Возможности расширения коммерческого ПМО, как правило, требуют использования дополнительного стека коммерческих программ со своими лицензионными требованиями и отчислениями.

Указанные проблемы использования коммерческого ПМО осознаются не только отечественными, но и зарубежными разработчиками технических систем. Все большее распространение получает инженерное ПМО с открытым исходным кодом и свободными лицензиями типа GNU GPL. Такое свободное программное обеспечение (СПО) поддерживается сообществом пользователей (как правило, группой университетов) и в настоящее время активно внедряется в практику работы западных промышленных предприятий.

На кафедре «Аэрокосмические системы» МГТУ имени Н.Э. Баумана с 2008 г. в рамках программы «Университетский кластер» совместно с Институтом системного программирования РАН изучается возможность использования СПО в инженерной практике. Имеется опыт внедрения СПО в учебный процесс.

В докладе рассматриваются существующие стеки СПО в области CAD/CAE технологий, такие как CAE Linux, SALOME/OpenFOAM/Paraview, Code Saturne/Code Astere, FreeCad, Calculix, Elmer и др. Обсуждается возможность их использования для решения задач проектирования и расчета элементов конструкции аэрокосмических систем.

### **РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ ДИНАМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИИ КА ДЗЗ С ПОВОРОТНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ МАЛОЙ ЖЕСТКОСТИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НЕЛИНЕЙНОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ**

С.К. Хрупа

vpk@npomash.ru

ВПК «НПО машиностроения»

Для конструкции КА ДЗЗ с поворотными элементами малой жесткости разработана детерминированная нелинейная математическая модель, предназначенная для определения предельно допустимых управляющих воздействий из условия сохранения прочности узлов крепления солнечных батарей и антенно-поворотного устройства.

Математическая модель представлена системой нелинейных дифференциальных уравнений в модальных координатах, учитывающая сухое и вязкое трение, люфты в механизмах разворота антенно-поворотного устройства и солнечных батарей.

Проведена расчетная идентификация математических моделей упругих подконструкций КА ДЗЗ (солнечные батареи, антенно-поворотное устройство) по результатам жесткостных и модальных испытаний в среде MSC/Nastran.

Проведены параметрические исследования влияния коэффициентов нелинейной математической модели упругого КА ДЗЗ на типовые и управляющие воздействия прямым интегрированием системы нелинейных уравнений динамики движения упругого КА ДЗЗ.

Проведен анализ возможных конструктивных и алгоритмических способов повышения демпфирования в переходных процессах разворотов солнечных батарей и антенно-поворотного устройства.

Предложенный расчетно-экспериментальный подход к формированию математической модели конструкции КА ДЗЗ с поворотными элементами малой жесткости с учетом нелинейных параметров системы, заключается в верификации математических моделей отдельных подконструкций КА ДЗЗ по результатам модальных и жесткостных испытаний и синтезирование их в общую математическую модель.

### **РАЗРАБОТКА НАГРЕВАТЕЛЯ ДЛЯ СТЕНДА ТЕПЛОРАДИОТЕХНИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ РАДИОПРОЗРАЧНЫХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ**

В.Н. Афанасьев, И.И. Лопухов

vpk@npomash.ru

ВПК «НПО машиностроения»

Известны две типичные схемы нагрева радиопрозрачного обтекателя (РПО) при теплорадиотехнических испытаниях, заключающиеся в том, чтобы нагреватели не влияли на излучение антенны, установленной в РПО. Для чего перед измерениями РТХ нагреватели отводят в стороны или разворачивают сам РПО. За это время РПО остывает, что снижает качество измерений.

Цель работы – разработка нагревателя, обеспечивающего высокотемпературный нагрев и не влияющего на измерения РТХ РПО.

Идея состоит в том, что нагреватели выносятся подальше от РПО из зоны влияния на работу антенны, установленной в РПО. Чтобы обеспечить при этом высокотемпе-



ратурный нагрев, предложены радиопрозрачные, концентрирующие тепловое излучение экраны.

Была изготовлена натурная нагревательная ячейка с концентрирующими экранами и использованием типовой нагревательной панели с ИК лампами и алюминиевым водоохлаждаемым рефлектором. Проведены исследования эффективности различных вариантов исполнения экранов. Получены графические зависимости плотности тепловых потоков от расстояния до нагревателя, размеров и типов концентрирующих экранов.

Показано, что с помощью нагревателя с ИК лампами возможно обеспечить высоко-температурный нагрев по режимам ГЛА.

### **РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ ИДЕНТИФИКАЦИИ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ МОДАЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЙ**

**С.М. Николаев<sup>1</sup>, Р.К. Хамидуллин,<sup>2</sup>  
С.А. Воронов<sup>1</sup>**

**nikolaev.sergei@outlook.com  
vpk@npomash.ru**

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

<sup>2</sup> ВПК «НПО машиностроения»

В настоящее время, отечественные предприятия, вовлеченные в разработку и производство высокотехнологичной продукции, стремятся повысить степень автоматизации и компьютеризации производства. Данная тенденция приводит к тому, что на большинстве предприятий по выпуску высокотехнологичной продукции в аэрокосмической отрасли, активно внедряются современные программные комплексы автоматизированного проектирования CAD/CAM/CAE. К численной модели (модель метода конечных элементов) при этом предъявляются требования адекватного описания поведения соответствующей конструкции. Для этого необходимо, чтобы результаты математического моделирования, например, собственные частоты колебаний конструкции отвечали соответствующим результатам экспериментальных исследований. Таким образом, чтобы подтвердить адекватность модели необходимо выполнить сопоставление результатов моделирования и результатов модальных испытаний. Идентификация динамических характеристик изделия по результатам его модальных испытаний является сложной проблемой. Данная задача представляет собой обратную задачу статистической механики и требует применения специальных подходов, которые минимизируют погрешность оценки параметров при ограничении на количество известной информации. Сложность оценки модальных параметров усугубляется наличием шумов в результатах измерений, а также неполнотой информации, которая является следствием ограниченных возможностей измерительной аппаратуры. В рамках данной работы реализованы специализированные алгоритмы, основанные на теории идентификации и статистической механики. Данные алгоритмы внедрены в специализированное программное обеспечение ModalView. Результатом работы разработанного программного обеспечения являются такие параметры системы, как собственные частоты и формы колебаний, а также коэффициенты демпфирования для каждой собственной формы колебаний летательного аппарата.

### **АДАПТИРОВАНИЕ МОДЕЛИ БЕРГСТРОМА – БОЙС ДЛЯ РАСЧЕТОВ АМОРТИЗАТОРОВ ИЗ ЭЛАСТОМЕРНЫХ МАТЕРИАЛОВ, РАБОТАЮЩИХ В ШИРОКОМ ДИАПАЗОНЕ СКОРОСТЕЙ НАГРУЖЕНИЯ**

**И.С. Тамлянкин**

**vpk@npomash.ru**

ВПК «НПО машиностроения»

В данной работе рассматривается вязкоупругая модель материала Бергстрома-Бойс применительно к полиуретану КУ-ПФЛ-100. Одним из параметров модели является подбираемый по результатам экспериментов на образцах материала коэффициент, определяющий вязкую составляющую, зависящую от скорости деформирования материала. При изменении скорости нагружения параметры модели должны определяться заново по результатам экспериментальной обработки образцов на соответствующие скорости деформации.

В первой части рассматриваются границы применимости данной модели с определенными по результатам одного эксперимента параметрами в зависимости от диапазона скоростей нагружения.

Во второй части сделана попытка аналитически адаптировать параметры модели, зависящие от скорости деформирования, для расширения границ ее применимости, что позволяет более универсальное ее использование в широком диапазоне скоростей нагружения без проведения дополнительных экспериментов.

### **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ СРАВНЕНИЕ РАЗЛИЧНЫХ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДЕКРЕМЕНТА КОЛЕБАНИЙ С ПОМОЩЬЮ ГАРМОНИЧЕСКОГО ВОЗБУЖДЕНИЯ**

**Д.А. Быков, Р.К. Хамидуллин**

**vpk@npomash.ru**

ВПК «НПО машиностроения»

В результате воздействия диссипативных сил, таких как силы трения или сопротивление воздуха, амплитуда свободных колебаний с течением времени уменьшается, и колебания постепенно затухают. В случае вынужденных колебаний из теории следует, что при резонансе амплитуда может возрасти бесконечно. Однако вследствие демпфирования амплитуда при установившемся поведении системы всегда имеет некоторую конечную величину даже при резонансе. Исключительно аналитическим способом численно определить демпфирование сложной конструкции не представляется возможным. На практике для определения демпфирования каждого значимого тона колебаний требуется проведение эмпирического исследования с последующей аналитической обработкой результатов.

Самым распространенным способом экспериментального определения демпфирования является использование формул половинной мощности мнимой составляющей амплитудно-частотной характеристики, полученной методом сканирующего синуса. Кроме него широко известен метод сброса и определение демпфирования по фазовым отклонениям. Однако в литературе встречаются и другие, менее распространенные формулы для определения декремента колебаний. Эти формулы представлены в виде патентов или опубликованы в справочной литературе.

В докладе проводится сравнение различных формул определения декремента колебаний, с помощью проведения эксперимента, и делаются выводы о целесообразности и точности использования каждой из них.

## **УТОЧНЕНИЕ СОБСТВЕННЫХ ЧАСТОТ ИЗДЕЛИЯ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ МОДАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ**

**С.Н. Дмитриев<sup>1</sup>, Р.К. Хамидуллин<sup>2</sup>**

**vpk@npomash.ru**

<sup>1</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

<sup>2</sup>ВПК «НПО машиностроения»

В экспериментальном модальном анализе собственные тона выделяются в режиме фазового резонанса из условий равенства нулю синфазной (в фазе с возбуждением) составляющей перемещения или ускорения контрольных точек конструкции. При этом не во всех точках измерения удается достаточно точно добиться выполнения одновременно (при одном и том же значении частоты возбуждения) условия равенства нулю синфазной составляющей вынужденных колебаний. В этом случае собственная частота колебаний определяется с заметным разбросом. Одной из возможных причин такого явления может быть то, что помимо тона колебаний, резонирующего на данной частоте, возбуждаются (естественно в значительно меньшей степени) и другие тона. Суммарный вклад этих тонов получается разным в разных точках конструкции, что может приводить к смещению нулей синфазной составляющей отклика. Для устранения этой систематической ошибки следует учесть тона колебаний, имеющие как более высокие, так и более низкие частоты. Процедура приближенного учета вклада высших колебаний тонов в передаточные функции приводит к появлению дополнительных слагаемых в соответствующих формулах для коэффициентов. В настоящем докладе предлагается при обработке результатов эксперимента с применением передаточных функций включить в них дополнительные слагаемые, которые, так же как и другие коэффициенты, определяются из условий наилучшего согласования с результатами испытаний. Данный метод позволяет не только уточнить собственные частоты, но и лучше проанализировать определяемые экспериментально динамические характеристики в случае близких собственных частот.

## **МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАДИАЦИОННОЙ ПРОВОДИМОСТИ КРИСТАЛЛОВ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ КОСМИЧЕСКОГО ИОНИЗИРУЮЩЕГО ИЗЛУЧЕНИЯ**

**А.В. Березин<sup>1</sup>, Ю.А. Волков<sup>1</sup>, А.А. Егоров<sup>2</sup>, М.Е. Жуковский<sup>1</sup>, М.Б. Марков<sup>1</sup>,  
И.А. Тараканов<sup>1</sup>,  
М.А. Царьков<sup>2</sup>**

**complex60@vpk.npomash.ru**

<sup>1</sup> Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

<sup>2</sup> ВПК «НПО машиностроения»

Математическое моделирование является эффективным средством исследования влияния ИИИ КП на изделия микроэлектроники, поскольку позволяет сократить объем дорогостоящих и небезопасных экспериментальных работ. В данной работе представлена математическая модель радиационной проводимости (РП) невырожденных полу-проводников и диэлектриков. Математическое моделирование радиационно-

индуцированной проводимости осуществляется в два этапа. На первом этапе рассматривается рассеяние фотонов и электронов с высокой энергией, возбуждающих неравновесное распределение электронов проводимости (ЭП) и дырок валентной зоны (ДВЗ) в кристалле. Далее рассматривается динамика носителей заряда на основе квантовых кинетических уравнений для их функций распределения. Алгоритм численного решения кинетического уравнения сочетает описание движения ЭП и ДВЗ в электромагнитном поле методом частиц со статистическим моделированием столкновений. Построенная модель проверена путем сравнения с данными экспериментов по определению средней дрейфовой скорости ЭП в постоянном электрическом поле и скорости передачи энергии ЭП оптическим фононам. Также проведено сравнение с результатами, полученными с помощью метода непрерывного замедления. Подтвержден эффект насыщения дрейфовой скорости – выход на постоянное значение порядка  $10^7$  см/с с ростом напряженности электрического поля. Начальное распределение ЭП со средней энергией около 2 эВ деградирует к равновесному состоянию за время порядка  $10^{-13}$  с, что соответствует данным работы. Энергетические потери носителей заряда ограничиваются энергией оптического фонона. Проведен расчет РП кремниевой преграды, ионизованной потоком свободных электронов внешнего источника. РП на пять порядков превышает равновесное значение проводимости кремния. Постоянное значение проводимости сохраняется до времен рекомбинации ЭП и ДВЗ.

### **РАСЧЕТ РАЗНОСТЕЙ ПОТЕНЦИАЛОВ НА ПОВЕРХНОСТЯХ МКА ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ИИ КП, ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИХ РАЗРЯДОВ (ЭСР) И НАВОДОК В БКС МКА**

**А.В. Березин<sup>1</sup>, М.Е. Жуковский<sup>1</sup>, Д.А. Жуков<sup>2</sup>, В.В. Конюков<sup>2</sup>,  
В.И. Крайнюков<sup>2</sup>, А.А. Крюков<sup>1</sup>,  
М.Б. Марков<sup>1</sup>, Л.С. Новиков<sup>3</sup>**

**complex60@vpk.npomash.ru**

<sup>1</sup> Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

<sup>2</sup> ВПК «НПО машиностроения»

<sup>3</sup> НИИ ЯФ МГУ

Разработана физико-математическая модель электризации под воздействием ИИ КП поверхности МКА (малого космического аппарата), а также модель возникновения ЭСР. Построена модель возникающих в БКС токов и наведенных потенциалов при воздействии ЭМП, генерируемого ЭСР. Разработана постановка задачи Коши для уравнений Максвелла, решением которой являются ЭМП, возбуждаемые током пробоя ЭСР. Сформулирована постановка задачи Коши, моделирующей генерацию наведенных токов в БКС. Обоснована единственность ее решения. Выполнен переход к начально-краевой задаче, позволяющей определять параметры воздействия ЭМП путем численного решения уравнений Максвелла в ограниченной расчетной области. Разработаны граничные условия для уравнений Максвелла, предназначенные для математического моделирования воздействия ЭМП, генерируемых ЭСР, на сложные технические объекты. Обоснована единственность решения начально-краевой задачи с такими граничными условиями. Разработан численный алгоритм расчета амплитудно-временных характеристик ЭМП (с учетом применяемых материалов и геометрии отсека), токов и разностей потенциалов, наводимых в жгутах БКС (с учетом ее конструкции и топологии). Основу алгоритма составила явная разностная схема для уравнений Максвелла. Конечно-разностные уравнения дивергентны, аппроксимируют уравнения Максвелла со вторым порядком точности в сеточной норме пространства непрерывных функций,

при условии гладкости коэффициентов и равномерной сетке по пространственным переменным. На неравномерной сетке имеет место первый порядок аппроксимации. Разработан комплекс параллельных программ для расчетов на ПЭВМ амплитудно-временных характеристик ЭМП и наведенных токов и разностей потенциалов в жгутах БКС при воздействии ЭМП естественного и искусственного происхождения. Проведены расчеты разностей потенциалов на поверхностях МКА и характеристик ЭСР, генерируемых ИИ КП, а также уровней наводок в БКС при воздействии возникающих ЭСР, с учетом конструкций и материалов корпуса МКА и геометрии БКС.

## **НОРМАТИВНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИСПЫТАНИЙ РАКЕТНОГО ВООРУЖЕНИЯ НА ДЕЙСТВИЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ПОЛЕЙ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ И ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО ЕГО СОВЕРШЕНСТВОВАНИЮ**

**Е.Г. Варюхин<sup>1</sup>, Е.А. Дубровин<sup>1</sup>, С.Н. Матюхевич<sup>1</sup>, П.А. Сидорюк<sup>1</sup>,  
В.Г. Стрыгин<sup>1</sup>, В.Е. Смирнов<sup>2</sup> fgu12tsnii@mil.ru**

<sup>1</sup> 12 ЦНИИ Минобороны России

<sup>2</sup> ВПК «НПО машиностроения»

Рассматриваются современные стандарты в области полей высокой интенсивности для военных систем. Проведен анализ требований нормативных документов по стойкости и методам испытаний ракетного вооружения (РВ) на действие электромагнитных полей радиотехнических средств. Описаны экспериментальные средства, используемые при испытаниях образцов РВ в нашей стране и за рубежом. Сформулированы предложения по совершенствованию нормативно-технических документов и экспериментально-испытательной базы в данной области.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИМЕНИМОСТИ АЛЬТЕРНАТИВНОГО МЕТОДА ИСПЫТАНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РЕВЕРБЕРАЦИОННЫХ КАМЕР ПРИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОЦЕНКЕ СТОЙКОСТИ ОБРАЗЦОВ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ К ВОЗДЕЙСТВИЮ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ПОЛЕЙ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ**

**Н.Ю. Дмитриева, В.Г. Кормишин, Д.И. Крохалев**

12 ЦНИИ Минобороны России

Альтернативным методом испытаний технических средств на электромагнитную совместимость является метод с использованием реверберационных камер (RC). Данный метод, по сравнению с традиционными методами испытаний в безэховых камерах или открытых испытательных площадках, при исследовании помехоустойчивости объектов позволяет существенно снизить требования к мощности используемых усилителей. В настоящей работе исследуется возможность применения метода испытаний в реверберационных камерах при экспериментальной оценке стойкости образцов ракетной техники к воздействию мощных электромагнитных полей (ЭМП) в соответствии с требованиями военных стандартов. Для проведения исследований создана расчетная модель реверберационной камеры, выполнены расчеты по оценке статистических характеристик создаваемых в камере полей. Проведены расчетные

исследования воздействия поля реверберационной камеры на объект испытаний. На основе сравнения полученных расчетных данных с результатами воздействия на объект поля в свободном пространстве сделан вывод о возможности применения реверберационных камер при оценке стойкости образцов ракетной техники к воздействию ЭМП с частотой порядка 100 МГц и более.

### **ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИМЕНИМОСТИ МЕТОДА ПРОПУСКАНИЯ ТОКА ПО ОПЛЕТКАМ КАБЕЛЬНЫХ ЛИНИЙ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ ОБРАЗЦОВ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ НА ДЕЙСТВИЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ПОЛЕЙ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ**

**Н.Ю. Дмитриева, С.Г. Ефремов  
Д.И. Крохалев, А.В. Пыж**

**fgu12tsnii@mil.ru**

12 ЦНИИ Минобороны России

Обоснована необходимость включения в нормативные документы, регламентирующие испытания на электромагнитные воздействия аппаратуры военного назначения, требований стойкости к радиочастотным кондуктивным помехам. Проведены исследования по оценке применимости метода инжекции тока в кабельные линии объекта испытаний при испытаниях образцов ракетной техники на стойкость к действию электромагнитных полей в диапазоне частот 1,5-300 МГц. Предложен вариант реализации метода LLSC/BCI, обеспечивающий хорошую адекватность нагружения во всем рассматриваемом диапазоне и использующий схему нагружения кабельной линии на противоположном конце от испытываемого устройства. Проведена оценка уровней токов, которые необходимо измерять и воспроизводить при практической реализации метода LLSC/BCI.

### **ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ПРЯМОГО МЕТОДА ПРИ ИСПЫТАНИЯХ ОБРАЗЦОВ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ НА ДЕЙСТВИЕ ПОЛЕЙ ВЫСОКОВОЛЬТНЫХ ЛИНИЙ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧИ ДЛЯ РЕЖИМА КОРОТКОГО ЗАМЫКАНИЯ**

**Е.А. Дубровин<sup>1</sup>, А.В. Пыж<sup>1</sup>, В.Г. Стрыгин<sup>1</sup>  
И.Д. Фисенко<sup>1</sup>, А.С. Зайцев<sup>2</sup>**

**fgu12tsnii@mil.ru**

<sup>1</sup> 12 ЦНИИ Минобороны России

<sup>2</sup> ВПК «НПО машиностроения»

Рассмотрен прямой метод нагружения образцов ракетной техники (РТ) при проведении испытаний на стойкость и безопасность в условиях воздействия полей высоковольтных линий электропередачи (ВЛЭП) для режима короткого замыкания (КЗ). Показана необходимость проведения испытаний на действие вертикальной составляющей вектора напряженности магнитного поля. Предложен способ повышения точности получаемых результатов при экспериментальной оценке безопасности эксплуатации образцов РТ.

## РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКИХ ЭФФЕКТОВ В ЭЛЕМЕНТАХ АППАРАТУРЫ

**Б.А. Демидов**<sup>1</sup>, **В.И. Крайнюков**<sup>2</sup>  
**А.И. Потапенко**<sup>3</sup>, **Р.В. Ульяненок**<sup>3</sup>

**complex60@vpk.npomash.ru,**  
**fgu12tsnii@mil.ru**

<sup>1</sup> НИЦ «Курчатовский институт»

<sup>2</sup> ВПК «НПО машиностроения»

<sup>3</sup> 12 ЦНИИ Минобороны России

Приводятся результаты исследований воздействия объемно поглощаемых потоков энергии на элементы электрорадиоизделий. Для создания нагрузки использован поток релятивистских электронов. Выявлены основные закономерности формирования термомеханических эффектов. Численно показана необходимость детального учета геометрии.

## ВОСПРОИЗВЕДЕНИЕ ТЕПЛОВЫХ ПОЛЕЙ МЕТОДОМ ОБЪЕМНОГО НАГРЕВА

**Е.Н. Бойко**<sup>1</sup>, **В.И. Крайнюков**<sup>2</sup>, **Д.Л. Майструк**<sup>1</sup>, **А.И. Потапенко**<sup>1</sup>,  
**С.С. Слободчиков**, **Р.В. Ульяненок**<sup>1</sup>  
**В.Н. Попова**<sup>1</sup>,  
**А.А. Чепрунов**<sup>1</sup>

**fgu12tsnii@mil.ru**  
**complex60@vpk.npomash.ru**

<sup>1</sup> 12 ЦНИИ Минобороны России

<sup>2</sup> ВПК «НПО машиностроения»

Настоящая работа посвящена актуальной проблеме экспериментального воспроизведения теплового состояния материалов, подвергающихся воздействию излучения с объемным характером поглощения. В предложенном способе тепловое поле в материалах моделируется с помощью объемно поглощаемого электромагнитного излучения крайне высокочастотного (КВЧ) диапазона радиочастот.

Эксперименты проводились с использованием генератора высокочастотных сигналов и лабораторной КВЧ-установки.

Определены электрофизические характеристики (диэлектрическая проницаемость и проводимость) композиционных материалов типа органопластика и материала с радиотражающим покрытием. Температура нагрева образцов измерялась дистанционно с помощью радиационного пирометра.

Эксперименты сопровождалась расчетом энерговыделения на основе решения уравнения распространения электромагнитных волн в среде и распределения температуры по толщине преграды. Результаты исследований показывают удовлетворительное согласие расчетных и экспериментальных данных. Данный методологический подход может быть применен при экспериментальной отработке стойкости конструкций к тепловому действию направленных потоков энергии и определении свойств материалов.

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ И ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ УДАРНЫХ ВОЛН В КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛАХ ПОД ВОЗДЕЙСТВИЕМ ИМПУЛЬСНОГО ОБЛУЧЕНИЯ

В.Е. Фортвов <sup>1</sup>, В.П. Ефремов, <sup>1</sup>  
А.В. Уткин <sup>1</sup>, А.И. Потапенко, <sup>2</sup>  
С.Ю. Метелкин <sup>2</sup>, В.М. Грибанов <sup>2</sup>, А.Н. Горяев <sup>3</sup>, В.И. Крайнюков <sup>3</sup>, Е.Д. Казаков <sup>4</sup>,  
Ю.Г. Калинин <sup>4</sup>

fgu12tsnii@mil.ru  
complex60@vpk.npomash.ru

<sup>1</sup> ОИВТ РАН

<sup>2</sup> 12 ЦНИИ Минобороны России

<sup>3</sup> ВПК «НПО Машиностроения»

<sup>4</sup> НИЦ «Курчатовский институт»

Приводятся результаты исследования термомеханических процессов в композиционных материалах. Для создания нагрузки использован поток релятивистских электронов. Показаны особенности формирования нагрузки в условиях импульсного воздействия и их влияние на последствия воздействия. Анализ структуры материалов до и после облучения проведен с помощью электронного микроскопа. Для создания ударных волн в необлученной части мишени использованы ударники, разогнанные продуктами взрыва. Регистрация массовой скорости проводилась дифференциальным лазерным интерферометром. Такие эксперименты позволяют визуализировать структуру фронта ударной волны и определить откольную прочность материалов. Численные исследования экспериментальных ситуаций выполнены в одно-, двух- и трехмерных приближениях.

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ РУЛЕВЫХ ПРИВОДОВ ЛА НА КОМПЛЕКСНОМ СТЕНДЕ ИСПОЛНИТЕЛЬНОЙ ЧАСТИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Л.В. Халецкий

tsagi\_s19@mail.ru

ЦАГИ

В настоящее время ряд отечественных предприятий создают электромеханические рулевые приводы (ЭМП), обеспечивающие динамические характеристики, удовлетворяющие требованиям, предъявляемым к приводам первичной системы управления ЛА.

В этой связи необходимо проводить их отработку и стендовые испытания в условиях, приближенных к натурным, т.е. с учетом имитации внешней нагрузки, упругости конструкции органа управления и температурных условий в отсеке приводов.

Рассматриваемые ЭМП должны удовлетворять таким же требованиям, как и эксплуатируемые ныне электрогидравлические приводы, поэтому в процессе стендовых исследований должны быть получены статические, скоростные, частотные характеристики, а также механическая характеристика и динамическая жесткость.

Также необходимо проводить стендовую отработку ЭМП на этапе полунатурного моделирования в замкнутом контуре «динамика ЛА – блок управления – ЭМП». При этом могут имитироваться профили полета, командные сигналы, ветровые возмущения, шарнирные моменты, упругость органов управления и температурные режимы, соответствующие натурным режимам испытаний.



Составной частью испытаний ЭМП является проверка его функционирования при расчетных отказах и определение влияния отказов привода на динамику ЛА.

Приведены процедуры экспериментального определения указанных характеристик привода на комплексном стенде испытаний рулевых приводов. Дано описание оборудования стенда и приведены технические характеристики его компонентов.

### **ЭЛЕКТРОГИДРОПРИВОД КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ В УСЛОВИЯХ ГРАНИЧНЫХ ПРЕДЕЛОВ ЕГО ДВИЖЕНИЯ**

**И.П. Ильин, В.В. Беляев**

**vpk@npomash.ru**

ВПК «НПО машиностроения»

В настоящее время в составе крылатых ракет (КР) используются электрогидроприводы, движение которых ограничено пределами, значения которых не совпадают с конструктивными параметрами их силовых гидроцилиндров. Поэтому должна быть рассмотрена новая задача математического описания движений рулевых агрегатов с учетом геометрической несимметрии их установки в составе отсека.

Также сохраняет свою актуальность задача математического описания рулевого привода с использованием электрогидроагрегата с учетом и на основе получаемых экспериментальных данных при его наземной отработке. Значение точности данного описания определяет достоверность получаемых движений электрогидроагрегата в составе рулевого привода (РП).

До настоящего времени было принято, что силовой орган электрогидроагрегата, связанный через кинематическую передачу с рулем КР, расположен симметрично относительно середины его силового цилиндра. Поэтому необходимо разработать описание несимметрии данной конструкции в уравнениях математической модели (ММ) электрогидроагрегата в составе РП.

При этом необходимо получить новую зависимость кинематической связи руля от перемещения силового штока электрогидроагрегата и ввести дополнительные начальные условия в уравнения ММ для стыковки вводимых ограничений на процессы движений РП. Решение другой задачи стыковки характеристик ММ с данными экспериментальных работ заключается в минимизации отклонений процессов движений модели привода с соответствующими переходными процессами в рулевом приводе.

Результаты, полученные в настоящей работе, позволят определить область допустимых движений рулей в зависимости от значений точности установки рулевых агрегатов в составе отсеков, в том числе при их серийном производстве. Кроме того, идентификация отдельных элементов приводов с имеющимися данными по их экспериментальной отработке позволит более достоверно определить указанные выше области допустимых движений рулей.

### УПРАВЛЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТЬЮ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НА ВСЕХ ЭТАПАХ ЕЕ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА

**М.А. Марьин**

**mikhail.marin.85@mail.ru**

ВПК «НПО машиностроения»

Целью создания космической системы является обеспечение ее целевого назначения в течение заданного времени. Успешная реализация данного проекта возможна только в условиях обеспечения высокой надежности и безопасности, что в свою очередь гарантирует достижение данной цели. Этот фактор имеет большое значение, поскольку аварии и любые нештатные ситуации в космических проектах приводят как к большим финансовым потерям (убыткам), так и к срыву важных государственных программ. Положение дел в области безопасности при разработке и эксплуатации космических систем требует постоянного анализа и принятия решений, направленных на снижение рисков аварий.

Цель данной работы – способствовать достижению общего понимания и подхода к управлению безопасностью в течение жизненного цикла космических систем.

В работе рассмотрены задачи безопасности, выполняемые на этапах жизненного цикла космической системы, вводятся понятия показателей, и рассматривается их формирование.

В работе управление безопасностью космической системы представляется как процесс повышения качества работы при реализации космического проекта, рассматривающий:

- факторы, влияющие на безопасность;
- понятие риска, его анализ;
- полноту безопасности.

### О СИСТЕМЕ НАВЕДЕНИЯ АНТЕННЫ РАДИОЛОКАТОРА КА ДЗЗ

**Г.Г. Плавник, А.Ф. Фролов,  
И.Е. Чифириков, Р.О. Русаков,  
А.В. Долголенко**

**robarusa@gmail.com**

**adolgolenko@gmail.com**

ВПК «НПО машиностроения»

В данной работе описывается система механического сканирования антенного устройства (СМС АУ), алгоритмы управления исполнительными органами системы и их программная реализация. СМС АУ функционирует в составе космического аппарата (КА) ДЗЗ и предназначена для перенацеливания крупногабаритной антенны радиолокатора относительно корпуса КА. Повороты антенны осуществляются вокруг оси, параллельной продольной оси КА, на углы в пределах от  $-55^{\circ}$  до  $+55^{\circ}$ . Одновременно с поворотом АУ система осуществляет стабилизацию корпуса КА относительно путевой системы координат (ПСК) с точностью в конце поворота не хуже 2 угл. мин. Время поворота АУ не превышает 60 с.

СМС АУ является двухконтурной системой управления. Первый контур осуществляет поворот АУ относительно корпуса КА. Второй контур осуществляет стабилизацию корпуса КА относительно ПСК. Оба контура работают одновременно. В состав СМС АУ входят: специальный вычислитель – локальный контроллер (ЛК), блок формирования команд приводов, датчик угла антенны, электроприводы антенны и маховика-компенсатора.

Выбор схемы перенацеливания посредством поворота АУ относительно корпуса КА объясняется рядом преимуществ перед традиционной схемой поворота корпуса КА вместе с антенной. Момент инерции АУ относительно оси вращения значительно меньше (в  $\sim 2$  раза), чем момент инерции связки АУ+КА, что позволяет использовать в контурах управления менее энергоемкие электродвигатели, обладающие меньшей массой, по сравнению с исполнительными органами, обеспечивающими аналогичные повороты связки АУ+КА.

Алгоритмы первого контура по входному сигналу датчика угла между АУ и корпусом КА формируют сигнал на включение электропривода антенны. Алгоритмы второго контура по входным сигналам угла и угловой скорости КА в канале крена формируют сигнал на включение электропривода маховика-компенсатора.

Отработка и отладка программных модулей проводилась в несколько этапов. Первичное тестирование и пошаговая трассировка осуществлялись с использованием программного имитатора бортовой вычислительной системы. На втором этапе был задействован программно-аппаратный стенд, имитирующий работу центрального бортового компьютера, ЛК и смежных систем. Третий этап включал в себя наземную отработку алгоритмов на технологическом изделии совместно с динамическим стендом. В состав динамического стенда входят инерционные имитаторы корпуса изделия и поворотной части АУ, а также поворотный узел в сборе (маховик-компенсатор с приводом, привод антенны, датчик угла антенны). На заключительном этапе в процессе летных испытаний космического аппарата проводились повороты АУ с задействованием различных полуккомплектов бортовых приборов и датчиков. Описанная технология отработки и отладки алгоритмов позволила достигнуть требуемых характеристик наведения АУ.

В процессе летных испытаний использовались 2 варианта алгоритмов управления. В первом варианте в контуре управления АУ реализован алгоритм наибольшего быстродействия. Во втором варианте реализован алгоритм управления поворотом АУ относительно заданного программного движения.

### **КОНЦЕПТУАЛЬНЫЙ ОБЛИК ПЕРСПЕКТИВНЫХ БОРТОВЫХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ВИЗИРОВ (РЛВ) ДЛЯ ПРИВЕДЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ (БПЛА) К ОБЪЕКТАМ НАЗНАЧЕНИЯ**

**Ю.Ф. Подоплекин, Ю.С. Ицкович,  
П.А. Новиков**

**[cri-granit@peterlink.ru](mailto:cri-granit@peterlink.ru)**

Концерн «Гранит – Электрон»

Совершенствование РЛВ обусловлено их непрерывной конкуренцией со средствами радиоэлектронного противодействия (РЭП). При этом современные РЛВ обеспечивают высокую помехоустойчивость за счет использования длинноимпульсных, фазоманипулированных зондирующих сигналов с перестройкой всех параметров в каждом интервале зондирования. Вместе с тем, совершенствование средств РЭП создает все новые проблемы, которые решаются в новых, перспективных РЛВ.

Проблема криптостойкости обострилась после внедрения в системы РЭП удвоителей несущей частоты, превращающих ФМ импульс в гладкий гармонический сигнал с последующим выявлением тонкой структуры импульса и формированием уведящих помех. Решение этой проблемы лежит на пути внедрения зондирующих сигналов с квадрофазной модуляцией.

Совершенствование станций радиотехнической разведки (РТР) позволяет обнаруживать работающие РЛВ на ранних стадиях, задолго до сближения БПЛА с объектами назначения. Повышение скрытности перспективных РЛВ обеспечивается путем снижения мощности зондирующих сигналов с одновременным увеличением их длительности вплоть до непрерывного излучения, внедрением алгоритмов сверхдальнего обнаружения, а также за счет предельного расширения частотной полосы перестройки зондирующего сигнала.

Необходимость высоко точного разрешения по угловым координатам требует внедрения в современных РЛВ методов синтезирования апертуры, что увеличивает интервалы работы на постоянной несущей частоте для сохранения когерентности и снижает устойчивость по отношению к прицельной по частоте помехе. В перспективных РЛВ эта проблема решается с помощью специальных цифровых синтезаторов модулированных сигналов, обеспечивающих сохранение когерентности при смене несущей частоты.

В целом принятые меры позволяют поднять эффективность работы РЛВ в условиях мощного РЭП на новый, существенно более высокий уровень.

### **КОМПЛЕКС ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ БЛИЖНЕГО ВОЗДУШНОГО БОЯ**

**Ю.Н. Желнин,**

**zhelonkinmishail@mail.ru**

**В.И. Желонкин, В.Н. Желнин, М.В. Желонкин, Г.Е. Арапов, О.И. Ткаченко**

ЦАГИ

Для проведения исследований режимов сверхманевренности в условиях боевого применения в НИО-15 создан комплекс полунатурного моделирования воздушного боя. Моделирующий комплекс включает: пилотажный стенд со сферической системой визуализации, четыре упрощенных рабочих места летчика, рабочие места (пульта управления) руководителя и инженера. В режиме реального времени комплекс позволяет моделировать воздушный бой в составе 2-4 участников (1x1, 2x2). Система визуализации комплекса является уникальной и позволяет обеспечить углы обзора внешней обстановки  $240^\circ$  по горизонтали и  $140^\circ$  по вертикали, что соответствует углам обзора из кабины истребителя и обеспечивает реальную обстановку воздушного боя с участием нескольких самолетов противника, находящихся в зоне визуального контакта. Отображение внешней обстановки создается с помощью 8-ми проекторов, проецирующих компьютерное изображение внешней обстановки на сферический экран – купол диаметром 8 метров. 9-й проектор отображает индикатор на лобовом стекле (ИЛС). Система визуализации отображает все характерные визуальные и звуковые эффекты применения оружия: звук старта ракеты, след полета ракеты, имитация взрыва при поражении.

Все рабочие места комплекса содержат точные и подробные математические модели самолета с развитым банком аэродинамических характеристик в диапазоне углов атаки  $\alpha \pm 180^\circ$ , его комплексной системы управления (КСУ) с подробной моделью исполнительной части, в том числе моделью отклоняемого вектора тяги (ОВТ), а также математическую модель бортового обзорно-прицельного комплекса.

Основная задача применения режимов сверхманевренности состоит в выборе такой тактики маневрирования, при которой положительные эффекты этого режима обеспечивали бы максимальную эффективность. Такая задача ставилась и исследовалась на основе полунатурного моделирования на пилотажном комплексе ПС-10М. В результате были определены границы области условий рационального применения

режимов сверхманевренности, разработаны типовые маневры, обеспечивающие опережение в пуске ракеты и возможность уклонения от ответного пуска, сформулированы требования к параметрам бортового комплекса вооружения.

Полунатурное моделирование типового воздушного боя (пролет на встречных курсах, с одинаковыми начальными условиями по скорости и высоте) сверхманевренного истребителя против обычного, не обладающего свойствами сверхманевренности, показывает существенное превосходство над обычным истребителем. По соотношению потерь в типовом воздушном бою по множеству реализаций это превосходство оценивается как двух-трехкратное и более.

### **МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ МОМЕНТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПОСТОЯННОГО ТОКА С ПОСТОЯННЫМИ МАГНИТАМИ, УЧИТЫВАЮЩАЯ ПУЛЬСАЦИЮ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО МОМЕНТА**

**А.К. Ковалев, В.М. Никифоров,  
Р.М. Юмагузин**

**alexeykkov@gmail.com**

НПЦАП

В настоящее время в гиросtabilизированных платформах (ГСП) в качестве исполнительного двигателя в приводе рам карданова подвеса используются моментные двигатели постоянного тока.

Моментный двигатель представляет собой коллекторный двигатель с возбуждением от постоянных магнитов. Ротор двигателя состоит из магнитопровода со скошенными пазами, в которые уложена двухслойная волновая обмотка из 81 секции, и коллектора. Статор представляет собой обойму, в пазах которой тангенциально расположены 20 постоянных магнитов, образующих 10 пар полюсов.

Особенность таких двигателей – наличие неуправляемой пульсации электромагнитного момента, являющейся функцией от угла поворота ротора. Системой стабилизации такая пульсация воспринимается как внешний возмущающий момент, приводящий к увеличению динамической ошибки ГСП. Таким образом, компенсация влияния пульсации момента является одним из путей улучшения точностных характеристик ГСП.

Для снятия экспериментальной зависимости электромагнитного момента от угла поворота ротора использовалось специальное приспособление, на котором при отклонении ротора после подачи питающего напряжения производился поворот статора относительно ротора на задаваемый угол и измерялся развиваемый двигателем электромагнитный момент. Измерения проводились при разных напряжениях питания.

Из графиков зависимости электромагнитного момента от угла поворота ротора, построенных в результате экспериментальных исследований, было установлено, что пульсация электромагнитного момента является нелинейной функцией, зависящей от угла поворота ротора и напряжения питания, а также от конструктивных элементов двигателя (количество зубцов ротора, количество пар полюсов статора). Установлено, что для заданного напряжения питания амплитуда пульсации может достигать 11% от среднего значения развиваемого двигателем электромагнитного момента.

Полученные экспериментально зависимости электромагнитного момента от угла поворота ротора и напряжения питания описаны аналитически с использованием метода идентификации, и на их основе построена математическая модель моментного двигателя, учитывающая пульсацию электромагнитного момента.

### ИСПОЛЬЗОВАНИЕ БЕРЕГОВОГО ИСПЫТАТЕЛЬНОГО СТЕНДА ДЛЯ ЗАДАЧ ОБОРОНЫ

А.А. Найденов, А.Л. Войцеховский

vpk@npomash.ru

ВПК «НПО машиностроения»

Для проведения летных испытаний создается комплекс, состоящий из стартовой позиции, технической позиции, измерительного комплекса, т.е. фактически получится береговой стационарный комплекс ракетного оружия с собственными ударными, разведывательными и обеспечивающими средствами. После проведения испытаний противокорабельного ракетного комплекса с берегового испытательного стенда (БИС), стенд будет законсервирован и вряд ли будет использован в дальнейшем.

Предлагается использовать БИС для противокорабельной обороны береговых границ России, защиты прибрежных объектов. Для возможности обеспечения боевого применения комплекса ракетного оружия при помощи испытательного оборудования необходимо проведение дополнительных мероприятий.

Должны быть при создании испытательного оборудования выдвинуты заказчиком и выполнены разработчиками требования по обеспечению боевого применения ракетного оружия.

Должна быть выпущена на испытательное оборудование эксплуатационная документация, необходимая для боевого применения и предусмотрена отработка этой документации при проведении летных испытаний.

Должны быть предусмотрены и выполнены мероприятия по консервации и периодическому техническому обслуживанию испытательного оборудования.

Должны быть подготовлены специалисты для боевого использования испытательного оборудования, средства маскировки и системы обеспечения.

Преимуществом предлагаемой концепции использования БИС для задач обороны является то, что она базируется на отработанных образцах вооружения и не требует существенных дополнительных экономических затрат.

### ГЕОМЕТРИЧЕСКИЙ МЕТОД ОПЕРАТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ РАСПРЕДЕЛЕННЫМ РЕШЕНИЕМ ИНФОРМАЦИОННО-РАСЧЕТНЫХ ЗАДАЧ В ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СЕТЯХ

С.А. Журбин,  
Г.В. Казаков

serdgo4@yandex.ru  
kgv.64@mail.ru

4 ЦНИИ Минобороны РФ

Рассматривается вычислительная сеть со следующим перечнем ограничений и допущений:

- АРМ сети обладают одинаковыми правами и приоритетами с точки зрения решения информационно-расчетных задач (ИРЗ);
- весь комплекс задач, решаемых в вычислительных сетях (ВС), может быть решен на любом АРМ;
- АРМ, на которых решаются ИРЗ, функционируют параллельно.

Математическая постановка задачи, определение критерия распределения задач в однородной вычислительной сети. Для однородной вычислительной сети предполагается, что все вычислительные процессы, протекающие в ВС, являются линейными

для всех типов задач, для неоднородных – линейность наблюдается для однотипных задач и отсутствует в рамках множества разнотипных задач.

Пусть существует ВС, узлами которой являются вычислительные машины, в общем случае, обладающие разными техническими характеристиками (тактовая частота процессора и системной шины, объем оперативной памяти и т.д.). Узлы вычислительной сети представляют собой автоматизированные рабочие места (АРМ), выполняющие решение некоторой совокупности поступивших ИРЗ. ИРЗ, решаемые в ВС являются независимыми друг от друга с точки зрения совокупности входных и выходных данных. Задача распределения всего множества ИРЗ, требующих решения в ВС, возложена на некоторый центр управления ВС (ЦУВС), который может выполнять организацию вычислительного процесса в ВС в автоматическом или автоматизированном режиме. Необходимо найти оптимальное, в смысле рассматриваемого критерия, распределение ИРЗ по АРМ ВС и оценить минимально возможное время решения всей совокупности ИРЗ.

Математическая постановка задачи, определение критерия распределения задач в однородной и неоднородной вычислительной сети (геометрическая интерпретация). Предлагается геометрический метод для решения поставленной задачи, который обеспечивает: наглядность, возможность нахождения точных решений, возможность получения оптимального распределения и временных оценок решения ИРЗ в ВС.

Имеется возможность использования метода для однородных и неоднородных ВС, а также в многопроцессорных системах при распределении вычислительных ресурсов.

### **ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ СОЗДАНИЯ ИНТЕГРИРОВАННОЙ БАЗЫ ДАННЫХ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТАМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**А.Г. Андреев, Г.В. Казаков**

**kgv.64@mail.ru**

4 ЦНИИ Минобороны РФ

В автоматизированной системе управления полетами летательных аппаратов (АСУ ЛА) необходимо обеспечить минимальные значения времен на каждом этапе и стадии процесса подготовки данных полетом ЛА. В докладе для достижения заданной цели предлагается использовать информационную избыточность созданием интегрированной базы данных (ИБД) в виде двух баз данных БД1 и БД2.

Для интеграции базы данных (БД) ключевую роль в системном анализе и проектировании БД играет создание концептуальной схемы, поскольку механизмы установления непротиворечивости БД и управления использованием информации БД должны быть обеспечены средствами концептуального уровня.

Основная идея интеграции БД заключается во введении виртуальной БД, в которой должна быть отображена каждая из интегрируемых БД (БД1 и БД2). Этому уровню представления данных соответствует определенная модель данных (концептуальная модель данных системы интеграции), в которую могли бы быть преобразованы модели данных произвольных СУБД. Концептуальные модели данных, поддерживаемые реальными СУБД, выступают в качестве внутренних моделей.

При проектировании интегрированной БД АСУ ЛА необходимо обеспечить два уровня независимости данных: первый уровень обеспечивается независимостью внешних моделей от изменений физической памяти и метода доступа к БД, второй – независимостью внешних моделей от расширения концептуальной модели.

Отображение моделей данных должно удовлетворять трем основным критериям: полной определенности, интерпретируемости и воспроизводимости.

База данных БД2 содержит информацию о задачах применения всей группировки ЛА, а БД1 содержит информацию только об актуальном составе задач, которые могут составлять большую долю от всего объема группировки ЛА. Следовательно, в БД2 проецируется информация БД1.

### **ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ИНТЕГРИРОВАННОЙ БАЗЫ ДАННЫХ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТАМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**А.Г. Андреев, Г.В. Казаков**

**kgv.64@mail.ru**

4 ЦНИИ Минобороны РФ

В статье приведены результаты конструирования интегрированной базы данных (ИБД) автоматизированной системы управления полетами летательных аппаратов (АСУ ЛА), состоящую из двух баз данных БД1 и БД2. База данных БД2 содержит информацию о задачах применения всей группировки ЛА, а БД1 содержит информацию только об актуальном составе задач, которые могут составлять большую долю от всего объема группировки ЛА.

База данных БД1 содержит информацию актуальной модели в виде последовательности строк, соответствующих строкам первичных документов.

База данных БД2 содержит информацию полной модели предметной области в форме модели данных в виде записей реляционной базы данных.

В предлагаемой схеме ИБД АСУ ЛА имеются два контура.

Контур 1 предназначен для ввода информации первичных документов в БД1 и контроля ее правильности. В этом контуре отсутствуют операции составления бумажных форм документов, что значительно уменьшает время ввода данных в базу данных.

Контур 2 предназначен для обеспечения достоверности запрашиваемого массива данных, необходимого для подготовки данных полета летательного аппарата и передачи его в управляющий программный комплекс АСУ ЛА с последующей подготовкой средствами программного обеспечения АСУ ЛА данных полета ЛА требуемого объема на установленных носителях информации.

### **МЕТОД ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДОСТОВЕРНОСТИ ИНФОРМАЦИИ ИНТЕГРИРОВАННОЙ БАЗЫ ДАННЫХ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТАМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**А.Г. Андреев, Г.В. Казаков**

**kgv.64@mail.ru**

4 ЦНИИ Минобороны РФ

В статье рассмотрен метод оценки показателя информационной устойчивости интегрированной базы данных (ИБД) автоматизированной системы управления подготовки данных полетами летательных аппаратов (АСУ ЛА). Даны определения интегрированной базы данных, достоверности (целостности) информации ИБД, показателя достоверности информации ИБД, информационной устойчивости интегрированной базы данных, показателя информационной устойчивости базы данных.



Показано, что восстановление искаженной части информации ИБД АСУ ЛА основано на применении процедур контроля, для которых основными характеристиками являются: достоверность контроля, чувствительность и стойкость. Даны определения этих характеристик.

Рассмотрены четыре состояния средств контроля с функцией защиты информации от воздействия угрозы с вероятностями восприятия правильной информации как правильной, ошибки первого рода, восприятия неправильной информации как неправильной, ошибки второго рода.

Определены характеристики достоверности средств контроля: чувствительность и стойкость.

Введено понятие разновидностей контроля. Определены формальная запись возможных разновидностей контроля и функции состояний результатов разновидностей контроля.

Представлены конкретные расчеты метода обеспечения достоверности информации ИБД АСУ ЛА.

### **МЕТОДОЛОГИЧЕСКАЯ КОНЦЕПЦИЯ ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНОГО МНОЖЕСТВА ТЕСТОВЫХ ВАРИАНТОВ НА ОСНОВЕ МЕТОДА ФАКТОРНОГО АНАЛИЗА**

**В.С. Галактионов, С.Б. Данилин, В.А. Знак,  
Г.В. Казаков**

**kgv.64@mail.ru**

4 ЦНИИ Минобороны РФ

Совершенствование методологии испытаний программного обеспечения сложных систем, к числу которых относятся и автоматизированные системы обработки и формирования данных полета летательных аппаратов, несмотря на достигнутые за последнее время в этом направлении успехи, остается достаточно проблемной и актуальной задачей. При создании таких систем основное внимание уделяется обеспечению их надежности, удовлетворению требованиям корректности и устойчивого функционирования. Степень выполнения этих требований можно оценить только в ходе целенаправленно спланированных и организованных испытаний, в которых важную роль играет обоснование способов автоматической генерации наборов тестовых данных.

В докладе рассмотрен один из возможных подходов к обоснованию рекомендаций по формированию на основе метода факторного анализа рационального набора тестовых данных для этапа комплексных испытаний программных систем (ПС). Согласно предлагаемому подходу выборочное множество тестовых вариантов формируется исходя из рассмотрения области существования в некотором факторном пространстве различных возможных сочетаний основных факторов, определяющих эффективность функционирования ПС. При этом показано, что для оценки некоторой выходной характеристики (выходного параметра) программной системы необходимо выявить ее «функцию отклика» – зависимость влияния факторов, находящихся в функциональной связи с этой оцениваемой характеристикой. Так как для большинства сложных автоматизированных систем эта зависимость слишком сложна и трудно поддается простому аналитическому описанию, в докладе рассматривается возможность аппроксимации «функции отклика» полиномиальными регрессионными моделями, учитывающими характер физических процессов, протекающих в системе. В пределах разброса значений выбранных основных факторов авторы предлагают по случайному закону осуществить их вариации, по результатам которых сформировать набор

тестов для испытания программного обеспечения. Данный подход способствует минимизации необходимого набора тестовых данных и может быть использован для автоматической системы их генерации.

### **СТАТИСТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ**

**А.Н. Покидюк**

**vpk@npomash.ru**

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Статистическое моделирование функционирования систем является одним из методов получения оценок показателей надежности. Преимуществом метода является простота реализации, независимо от наличия сложных схем резервирования и технического обслуживания. Недостатками метода являются большие затраты машинного времени и случайность получаемых результатов.

Суть метода заключается в разыгрывании случайных величин генератором псевдослучайных чисел с последующей статистической обработкой результатов, как если бы это были результаты реальных испытаний.

Приводится общий порядок моделирования функционирования системы.

В процессе моделирования подсчитываются необходимые для оценки надежности параметры, такие как суммарная наработка системы, общее количество отказов, время простоя и т.д. По этим данным рассчитываются значения показателей надежности.

Особенности практической реализации моделирования показывается на примере конкретной системы.

### **МЕТОДИКА ОЦЕНКИ КОЭФФИЦИЕНТА ГОТОВНОСТИ И КОЭФФИЦИЕНТА ТЕХНИЧЕСКОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ КОМПЛЕКСОВ СРЕДСТВ ПОДГОТОВКИ ДАННЫХ ПОЛЕТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**Г.В. Казаков<sup>1</sup>, С.А. Журбин,<sup>1</sup>  
С.Ю. Панкстьянов<sup>2</sup>**

**kgv.64@mail.ru**

<sup>1</sup> ЦНИИ Минобороны РФ

<sup>2</sup> НПЦАП

В разработанной методике расчет показателей надежности проводится для периода нормальной эксплуатации технической системы (ТС), когда поток отказов той или иной ТС пребывает в стационарном режиме, т.е. не зависит от момента времени, когда производится наблюдение за потоком отказов, а зависит только от величины интервала времени наблюдения.

В общем случае момент времени перехода ТС из одного состояния в другое и время пребывания в одном из двух состояний являются случайными величинами, подчиненными некоторым законам распределения. Рассмотрен статический подход к оценке коэффициента готовности технической системы.

Рассмотрена статическая математическая модель оценки коэффициента готовности при условии наблюдения за процессом функционирования единичных ТС, когда для наибольшей объективности статистической оценки коэффициента готовности приходится проводить наблюдения в течение длительного интервала времени. Вслед-

ствие этого возникает проблема, связанная с достоверностью полученных значений коэффициента готовности, или с тем, насколько длительным должен быть интервал наблюдений, чтобы можно было доверять полученным статистическим оценкам.

Для решения этой проблемы построена динамическая математическая модель процесса функционирования ТС, в рамках которой можно исследовать поведение коэффициента готовности в зависимости от времени и делать выводы о достоверности результатов, полученных в статической математической модели.

Приведен пример расчета коэффициента готовности комплекса средств подготовки данных.

### **ЦЕЛИ, ЗАДАЧИ И ОСНОВНЫЕ ОПЕРАТИВНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИНФОРМАЦИОННО-БАЛЛИСТИЧЕСКОМУ ОБЕСПЕЧЕНИЮ ПРИМЕНЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**Г.В. Казаков<sup>1</sup>, А.Б. Данилин,<sup>1</sup>  
В.Г. Баглаенко<sup>1</sup>, Е.Н. Тарасов<sup>2</sup>**

**kgv.64@mail.ru**

<sup>1</sup> 4 ЦНИИ Минобороны РФ

<sup>2</sup> НПЦАП

Информационно-баллистическое обеспечение (ИБО) применения летательных аппаратов (ЛА) определяется как комплекс организационных мероприятий, информационно-расчетных работ и технологических операций, проводимых органами управления для своевременного и качественного решения задач планирования и подготовки данных применения ЛА. Исходя из приведенного определения, сформулирована главная цель ИБО.

Определены задачи информационно-баллистического обеспечения, рассмотрено их содержание. Показано, что организационно-функциональную структуру информационно-баллистического обеспечения составляют органы управления, заказывающие управления, научно-исследовательские организации и высшие учебные заведения по подготовке специалистов.

Рассмотрены методическая и техническая базы информационно-баллистического обеспечения. Определены особенности ИБО в современных условиях.

Одной из особенностей систем подготовки данных является то, что они построены на современных программно-аппаратных средствах отечественной разработки и в них существенно расширен класс решаемых и перспективных информационно-баллистических задач.

Другой особенностью разработки и применения перспективных систем подготовки данных является то, что они одновременно рассматриваются как функциональная подсистема системы планирования и подсистема автоматизированной системы управления подготовки данных полетами ЛА. Последнее обстоятельство позволяет интегрировать баллистические задачи в контур автоматизированного управления и обеспечить автоматизированное доведение и ввод данных полета ЛА в систему управления ЛА с высокими показателями оперативности и устойчивости.

Приведены предложения по совершенствованию информационно-баллистического обеспечения.

### **ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ СИСТЕМ И КОМПЛЕКСОВ СРЕДСТВ ПОДГОТОВКИ ДАННЫХ ЗА СЧЕТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАЛОГАБАРИТНЫХ ПЕРЕНОСНЫХ СРЕДСТВ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ ТЕХНИКИ**

**Г.В. Казаков<sup>1</sup>, Н.Н. Котяшев<sup>1</sup>, А.Б. Данилин<sup>1</sup>, С.М. Блохин<sup>1</sup>, А.И. Каширин<sup>2</sup>**  
**kgv.64@mail.ru**

<sup>1</sup> 4 ЦНИИ Минобороны РФ

<sup>2</sup> НПЦАП

Для разрабатываемых систем подготовки данных требование к надежности их технических средств задается в виде коэффициента готовности, минимально допустимого значения среднего времени наработки на отказ каждого технического средства и максимально допустимого значения времени восстановления каждого технического средства. Обычно требования к надежности в виде коэффициента готовности предъявляются к таким системам, которые при включении должны выполнить все или большинство возложенных на них функциональных задач. Автоматизированная система управления полетами летательных аппаратов (АСУ ЛА) не относится к таким системам, т.к. решение разного набора задач производится отдельными фрагментами системы, а выполнение этих задач может быть существенно разнесено по времени. В этих условиях задание требований к надежности АСУ ЛА в виде коэффициента готовности всей системы в целом является не совсем корректным, а оценка этого комплексного показателя практически невыполнимой. Может быть проведена только оценка надежности входящих в АСУ ЛА технических средств.

В основу расчета показателя безотказности комплекса технических средств АСУ ЛА положен расчетно-экспериментальный метод, базирующийся на экспериментальном определении характеристик надежности входящих в эти комплексы изделий и математической модели надежности в виде аналитических зависимостей показателей надежности комплексов от показателей надежности этих изделий.

В докладе рассмотрены два варианта комплектации АСУ ЛА малогабаритными переносными программно-аппаратными комплексами (ППАК ПД), различающиеся объемом выполняемых функций.

Выполнены расчеты надежности этих вариантов, которые подтверждают возможность значительного (от 21 до 28%) повышения надежности существующих АСУ ЛА путем включения в их состав малогабаритных ППАК ПД. Анализ результатов расчетов также показывает на возможность еще большего повышения надежности СПД при включении ППАК ПД на правах резервного средства подготовки данных.

### **СПОСОБ ЦЕЛЕРАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДЛЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ С РАЗДЕЛЯЮЩИМИСЯ ГОЛОВНЫМИ ЧАСТЯМИ НА ОСНОВЕ РАСПОЛАГАЕМЫХ ЭЛЛИПСОВ РАЗВЕДЕНИЯ**

**Г.В. Казаков, Н.Н. Котяшев, В.И. Кунавин** **kgv.64@mail.ru**

4 ЦНИИ Минобороны РФ

Площадь разведения элементов оснащения (ЭО) баллистических ракет (БР) является одной из основных летно-технических характеристик (ЛТХ) ракет с разделяющимися головными частями (РГЧ). Обычно она задается в требованиях на ракету в виде ус-

ловного (стандартного) прямоугольника разведения (УПР). При планировании применения ракет, в ходе предварительного выбора точек прицеливания для ракет с РГЧ используются располагаемые зоны разведения, представляемые по аналогии с УПР в виде располагаемых прямоугольников разведения (РПР), в которых разведение ЭО по равномерно расположенным в нем точкам прицеливания (ТП) при оптимальном их обходе осуществляется с заданной наперед вероятностью. РПР определяются статистическим методом с использованием точных моделей полета ракет для различных геофизических условий пусков.

В докладе предложена и оценена возможность и эффективность использования в качестве альтернативы РПР – располагаемых эллипсов разведения (РЭР). При этом получены следующие новые результаты:

- условие равенства площадей РПР и РЭР;
- условия эквивалентности РПР и РЭР по затратам энергии на разведение ЭБО;
- аналитические зависимости для параметров РЭР;
- алгоритм статистического моделирования ТП в РЭР для оценки затрат энергии на разведение ЭБО в РЭР и сравнения их с затратами на разведение ЭБО в РПР.

Моделирование показывает, что в среднем для различных дальностей стрельбы и соотношений сторон областей разведения площадь РЭР превышает площадь РПР на 14 %, что является существенным для одной из основных ЛТХ БР с РГЧ. По сложности же расчета и представления на электронных картах местности и бумажных носителях РПР и РЭР (каждый описывается двумя параметрами) идентичны.

Таким образом, в докладе аргументировано предложен новый инструмент представления располагаемых зон разведения для изделий с РГЧ, который может быть использован в практике целераспределения для баллистических ракет с РГЧ за средствами поражения.

### **СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАЧАЛЬНОГО ВЕКТОРА СОПРЯЖЕННЫХ ПЕРЕМЕННЫХ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ ОПТИМИЗАЦИИ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО ПЕРЕЛета ЛА**

**М.Н. Степанов, Е.В. Кирилюк**

**kgv.64@mail.ru**

4 ЦНИИ Минобороны РФ

Рассматривается задача оптимизации межорбитального перелета по критерию максимизации конечной массы на примере выведения ЛА с двигателем конечной тяги с низкой круговой опорной орбиты на целевую эллиптическую орбиту, некомпланарную к исходной. Для решения данной задачи используется формализм принципа максимума Л.С.Понтрягина, сводящий задачу оптимального управления к двухточечной нелинейной краевой задаче для системы обыкновенных дифференциальных уравнений. Трудность решения задач такого типа связана, в частности, с проблемой выбора начального приближения для компонент вектора сопряженных переменных, обусловленной особенностями структуры оптимального решения. Краевая задача решается модифицированным методом Ньютона, который успешно работает только при условии достаточно хорошего начального приближения управляющего вектора к искомому.

Одним из методов решения краевой задачи принципа максимума, предполагающим ее регуляризацию, является метод продолжения решения по параметру, для применения которого необходимо наличие известного решения для конкретного («исходного») межорбитального перехода. Но, в случае значительных отличий харак-

теристик требуемых начальной и конечной орбит от «исходных», применение метода продолжения решения по параметру требует значительных затрат машинного времени и не всегда приводит к требуемому решению вследствие плохой обусловленности краевой задачи, при изменении таких параметров орбит, как, например, наклонение, долгота восходящего узла, аргумент широты перигея.

Для повышения оперативности решения задачи в случае необходимости применения продолжения решения по вышеуказанным параметрам орбит, предлагается использовать «симметричность» начальных значений сопряженных переменных при симметричном расположении требуемой и «исходной» конечных орбит относительно линии узлов, линии апсид или какой-либо плоскости.

Приведены примеры численных решений краевых задач принципа максимума при определении оптимального управления движением КА с двигателем конечной тяги при перелетах между произвольными некопланарными орбитами.

### **ПРИМЕНЕНИЕ СОВРЕМЕННЫХ ПРОГРАММНЫХ СРЕД НА ОСНОВЕ СВОБОДНОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ РАЗРАБОТКИ ЛА**

**В.А. Щербakov**

**vpk@npomash.ru**

ВПК «НПО машиностроения»

Современные программные среды на основе свободно распространяемого программного обеспечения (СПО) позволяют эффективно покрывать потребности подразделений, занимающихся разработкой ЛА. Основополагающими средствами, обеспечивающими эффективную разработку ЛА, являются инфраструктурные и расчетные средства, обеспечивающие непрерывность и точность при решении задач.

В докладе представлены достигнутые результаты применения технологий кластеризации и виртуализации при проведении расчетов перспективных изделий с использованием системы высокопроизводительных вычислений.

Данные полученные в ходе расчетов и моделирования ЛА, требуют бережного отказоустойчивого хранения с минимальными задержками в доступности, а также систематизации этих знаний в удобной для конструкторов форме и интерфейсом, интегрированным с основными средствами разработки.

В виду того, что конструкторский документооборот не ограничивается расчетными данными, в докладе представлены материалы по хранению корпоративного документооборота.

Наряду с этим представлены результаты проведенной работы по организации стендовой базы «облачной» системы в сегменте ВССИ с использованием СПО с применением технологий виртуализации и кластеризации, налогом «Системы разграничения прав пользователей», передовыми технологиями для обмена электронными сообщениями, системой мгновенных сообщений, «облачным» сервисом хранения данных для совместного использования с контрагентами, а также системой наблюдения, управления и анализа состояния системы и клиентов.

## МЕТОДИКА СБОРА ИНФОРМАЦИИ ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ РУКОВОДИТЕЛЯМИ МАЛОГО И СРЕДНЕГО ЗВЕНА

**А.В. Молчанский,  
Ж.А. Барабаш**

**molchanskii@pochta.ru  
barabash\_janna@mail.ru**

ВПК «НПО машиностроения»

В докладе рассмотрены методы сбора информации для проектирования информационной системы поддержки принятия решений руководителем малого и среднего звена. Исследованы способы сбора информации о производственных и организационных процессах, протекающих в подразделениях, такие как:

- рабочие семинары;
- интервью;
- вопросники и анкеты;
- документы, существующие в организации.

Представлены подходы для построения модели функционирования подразделения. Разработана модель, позволяющая минимизировать недостатки существующих методов сбора информации. Рассмотрены комбинации способов сбора информации в зависимости от выбранного подхода к построению модели, а также примеры применения различных подходов к сбору информации в зависимости от уровня исследования. Проведен анализ вариантов минимизации недостатков различных способов сбора информации для каждой из рассматриваемых моделей сбора информации.

## ПРОЕКТ БАЗЫ ЗНАНИЙ ДЛЯ РАЗРАБОТЧИКОВ РКТ

**Л.С. Точилов**

**tochilov@vpk.npomash.ru**

ВПК «НПО машиностроения»

Актуальность задачи сохранения знаний предприятиями космической отрасли трудно переоценить. Одним из ключевых инструментов, используемых для ее решения, являются базы знаний (БЗ).

В настоящее время наиболее распространенными подходами к созданию БЗ являются: онтологии со сведениями о свойствах конкретных объектов и автоматизация семантической обработки информации. Оба эти подхода ориентированы на явные знания.

Ввиду того, что эти подходы трудно реализуемы на практике, под «базами знаний» часто подразумевают базы данных, электронные архивы документов и т.п.

В работе представлен Проект БЗ (ПБЗ) для разработчиков ракетно-космической техники (РКТ). Особенности ПБЗ состоят в фокусировке на неявные знания и на их преобразование в явные знания, а также на безусловном приоритете потребностей разработчиков РКТ, а не информационных технологий (ИТ).

Представлены ключевые показатели эффективности (КПЭ) БЗ, на основе которых дана объективная оценка ПБЗ по сравнению с другими вариантами БЗ и «баз знаний» применительно к задаче разработки РКТ.

Даны рекомендации по техническим и организационным решениям, необходимым для практического внедрения ПБЗ, а также оценки рисков.