

РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ НАУК

ФЕДЕРАЛЬНОЕ КОСМИЧЕСКОЕ АГЕНТСТВО

КОМИССИЯ РАН ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ ПИОНЕРОВ
ОСВОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
им. Н.Э. БАУМАНА

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ РОССИЙСКОЙ КОСМОНАВТИКИ

Труды XXXIX академических чтений по космонавтике,
посвященных памяти академика С.П. Королева и других выдающихся
отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства

(Москва, 27 – 30 января 2015 г.)

Москва



Комиссия РАН

2015

УДК 629.78(063)

ББК 39.6

А43

- А 43 **Актуальные проблемы космонавтики:** Труды XXXIX академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства. Москва, 27 – 30 января 2015 г.
М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. – 555с.

В настоящем сборнике помещены материалы исследований актуальных проблем, входящих в состав таких тематических направлений 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 по отдельным проблемам современной космонавтики.

Материалы представлены в форме тезисов докладов по указанной тематике, являющейся предметом обсуждений в работе двадцати двух секций по соответствующим направлениям.

УДК 629.78 (063)

ББК 39.6

Содержание

Актуальные проблемы российской космонавтики (материалы пленарного заседания).....	5
Пионеры освоения космического пространства. История ракетно-космической техники (Секция 1).....	6
Летательные аппараты. Проектирование и конструкция (Секция 2).....	22
Основоположники аэрокосмического двигателестроения и проблемы теории и конструкций двигателей летательных аппаратов (Секция 3).....	43
Космическая энергетика и космические электроракетные двигательные системы – актуальные проблемы создания и обеспечения качества, высокие технологии (Секция 4).....	53
Прикладная небесная механика и управление движением (Секция 5).....	71
Развитие космонавтики и фундаментальные проблемы газодинамики, горения и теплообмена (Секция 7).....	98
Экономика космической деятельности (Секция 8).....	131
Космонавтика и устойчивое развитие общества (концепции, проблемы, решения) (Секция 9).....	163
Космонавтика и культура (Секция 10).....	198
Наукоёмкие технологии в ракетно-космической технике (Секция 11).....	225

Объекты наземной инфраструктуры ракетных комплексов (Секция 12).....	260
Баллистика, аэродинамика летательных аппаратов и управление космическими полетами (Секция 13).....	293
Аэрокосмическое образование и проблемы молодежи (Секция 14).....	342
Комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов (Секция 15).....	380
Системы управления космических аппаратов и комплексов (Секция 17).....	395
Автоматические космические аппараты для планетных и астрофизических исследований Проектирование, конструкция, испытания и расчет (Секция 18).....	429
Производство конструкций ракетно-космической техники (Секция 19).....	459
Космическая биология и медицина (Секция 20).....	486
Космическая навигация и робототехника (Секция 21).....	501
Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, лётные испытания, эксплуатация (Секция 22).....	513
Дополнительные материалы	
Летательные аппараты. Проектирование и конструкция. (Секция 2).....	552
Космическая энергетика и космические электроракетные двигательные системы – актуальные проблемы создания и обеспечения качества, высокие технологии (Секция 4).....	553
Аэрокосмическое образование и проблемы молодежи. (Секция 14).....	554
Объявления.....	556

Актуальные проблемы российской космонавтики

О СОВРЕМЕННОМ СОСТОЯНИИ И ПЕРСПЕКТИВАХ РАЗВИТИЯ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

О.Н. Остапенко

Руководитель Федерального космического агентства РФ

К 100-ЛЕТИЮ БОРИСА ВИКТОРОВИЧА РАУШЕНБАХА — РОССИЙСКОГО СОВЕТСКОГО ФИЗИКА-МЕХАНИКА, ОДНОГО ИЗ ОСНОВОПОЛОЖНИКОВ СОВЕТСКОЙ КОСМОНАВТИКИ, АКАДЕМИКА АН СССР, АКАДЕМИКА РАН, ЛАУРЕАТА ЛЕНИНСКОЙ ПРЕМИИ

В.П. Легостаев. *Е.А. Микрин*

ОАО «РКК «Энергия»

К ПЯТИДЕСЯТИЛЕТИЮ ПЕРВЫХ ПУСКОВ РАКЕТ УР-100 И УР-500 РАЗРАБОТКИ НПО МАШИНОСТРОЕНИЯ

Г.А. Ефремов

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

С.Н. Хрущев

А.В. Хромушкин

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

В.И. Иванов

ГКНПЦ им М.В. Хруничева

ПРЕЗЕНТАЦИЯ ИЗДАНИЯ «С.П. КОРОЛЕВ. ЭНЦИКЛОПЕДИЯ ЖИЗНИ И ТВОРЧЕСТВА»

Н.С. Королева

Секция 1

**Пионеры освоения космического пространства.
История ракетно-космической техники**

**М.К. ТИХОНРАВОВ. ТВОРЧЕСКИЙ ПУТЬ В ОБЛАСТИ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ.
По мотивам книги «Михаил Клавдиевич Тихонравов». М.: Наука, 2014.
Ж.К. Баздырева, Б.Н. Кантемиров
Мемориальный музей космонавтики, ИИЕТ РАН**

М.К. Тихонравов, занимаясь конструированием планеров и работая на предприятиях авиапрома, понимал ограниченность возможностей самолётов винтомоторной группы. Это привело его к изучению возможностей использования ракетного полёта. Работа в ГИРДе увенчалась успешным запуском первой в стране ракеты на комбинированном топливе, а также позволила заняться экспериментальным исследованием жидкостных ракет с дальнейшим теоретическим обобщением результатов.

После посещения К.Э. Циолковского в Калуге М.К. Тихонравов стал страстным пропагандистом его идей по полётам в межпланетное пространство и начал систематические исследования различных вопросов межпланетных полётов.

После знакомства с немецкой жидкостной ракетой Фау-2 он вместе со своими соратниками проектирует ракету для пилотируемого полёта на высоту до 200 м (проект ВР-190). Убедившись в невозможности практической реализации этого проекта, Михаил Клавдиевич переходит к разработке проекта ракеты пакетной схемы, основанной на идее «эскадры ракет» К.Э. Циолковского. Расчёты «пакета» показали возможность достижения любых дальностей и скоростей полёта.

Начинается работа по внедрению в научное общественное сознание идеи ракетного пакета. Прежде всего – беседы и знакомство с материалами исследований С.П. Королёва, М.В. Келдыша, В.П. Глушко и их сотрудников, выступления с научными докладами. К работе над этой конструкцией приступают и в группе Келдыша, и в ОКБ-1 С.П. Королёва. В конечном счёте исследователи останавливаются на схеме «простейшего» пакета неоднородной структуры, в котором ракеты соединены механически, перелив топлива в полёте не подразумевается. Это уже не ракетный пакет Тихонравова, ибо в нём предусматривались элементы, рационально выбранные и серийно выпускаемые промышленностью. Тем не менее, роль Тихонравова и его группы

нельзя недооценить, ибо эта работа и их идеи запустили процесс научного поиска и привели к успеху.

В это время в группе Михаила Клавдиевича полным ходом шли научные исследования по возможности выведения на орбиту ИСЗ. В 1954 г. совместно с коллегами Тихонравов подготовил докладную записку «Об искусственном спутнике Земли», а через год вторую – «О проблеме искусственного спутника Земли».

Эта инициатива привела к успеху: 8 августа 1955 г., а затем 30 января 1956 г. принимаются правительственные решения о работах по созданию и запуску ИСЗ.

А.П. ВАНИЧЕВ - НАУЧНАЯ РЕЗУЛЬТАТИВНОСТЬ И ОРГАНИЗАТОРСКИЙ ТАЛАНТ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ.

С.В. Мосолов, А.А. Казаченко
ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»

kerc@elnet.msk.ru

Биография Александра Павловича Ваничева представляет собой срез поколения советских людей, строивших и восстанавливавших научно-технический и оборонный потенциал нашей страны, сначала работая в тылу в годы войны, затем восстанавливая хозяйство после войны и в последующие десятилетия мирной жизни СССР, вносящих свой вклад в достижение экономического и военного паритета с Западом.

В лаборатории (а затем отделении) жидкостных ракетных двигателей, которую А.П. Ваничев возглавлял с 1948 по 1987 гг., сформировалась группа талантливых специалистов-исследователей, в короткие сроки созданы основы теории процессов в двигателях, разработаны методики их расчёта. Результаты теоретических и экспериментальных исследований по смесеобразованию и горению, по теории теплообмена и охлаждению камеры сгорания и сопла, по устойчивости рабочего процесса и изысканию новых схем ЖРД, полученные под руководством А.П. Ваничева и с его личным участием в 60—70-х гг. прошлого века, получили широкую известность и находят практическое применение во всех двигательных КБ.

Благодаря наработанному в эти плодотворные годы теоретическому и методическому материалу отделение жидкостных ракетных двигателей ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» по сей день является ведущим подразделением и направляющим центром в ракетно-космической отрасли по созданию, отработке и эксплуатации двигателей.

ПИОНЕР РАЕТНОЙ ТЕХНИКИ – ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР Л.С. ДУШКИН**С.В. Старостин****ветеран ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»**

31 октября 1933 года был организован Реактивный научно-исследовательский институт (РНИИ), а 25 ноября 1933 года была запущена первая отечественная ракета с жидкостным ракетным двигателем – ГИРД-Х, созданная в Московской группе изучения реактивного движения (ГИРД) под руководством Сергея Павловича Королёва. Исходный вариант ракеты был выполнен Ф.А. Цандером. ЖРД с вытеснительной системой подачи создал Л.С. Душкин, член ГИРДА, один из пионеров ракетной техники нашей страны, возглавивший в отделе №2 РНИИ бригаду по созданию двигателей на кислороде и спирте (или керосине).

В дальнейшем свои ЖРД Л.С. Душкин создавал в РНИИ:

- кислородно-спиртовой ЖРД 12к для стратосферной ракеты «Авианито»,
- азотно-кислотный РДА-1-150, на котором лётчиком В.П. Фёдоровым 28 февраля 1940 г. был успешно совершён полёт первого в СССР ракетоплана,
- комбинированный КРД-604 (твёрдотопливный + ЖРД) для реактивного снаряда РДД-205 с проектной дальностью стрельбы 50 км. В 1941 г. достигнута дальность 20 км («Катюша-8,5),
- ЖРД Д-1-Т для подводной торпеды РТ-45-1,
- Д-1-А-1100 для истребителя-перехватчика БИ-1, на котором лётчик Г.Я. Бахчиванджи 15 мая 1942 г. совершил первый успешный полёт в СССР самолёта с ЖРД,
- РД-2М и РД-2М-3В с турбонасосной системой подачи топлива, испытанные в 1947-48гг на истребителе-перехватчике И-270, конструкции А.И. Микояна,

На состоявшейся в марте 1946 г. в НИИ-1 (РНИИ) научно-технической конференции Л.С. Душкин выступил с докладом: «Конструкторские работы по авиационным ЖРД с насосной системой подачи». Для участников конференции на испытательных стендах демонстрировалась работа ЖРД конструкции Л.С. Душкина. Был показан кинофильм об испытаниях самолёта БИ-1.

10 марта 1952 г. было создано ОКБ-1 МАП. Главным конструктором утверждён Л.С. Душкин, его заместителями А.И. Полярный и В.Ф. Берглезов. Однако ещё лет 7 ОКБ-1 находилось на территории НИИ-1 и имело общий с институтом отдел кадров.

Я пришёл работать в ОКБ-1 1 апреля 1955 г. после окончания двигательного факультета Московского авиационного института (МАИ). Это случилось потому, что руководителем моего дипломного проекта был Леонид Степано-

вич Душкин – профессор МАИ, читавший нам секретный курс лекций «Конструкция и проектирование ЖРД».

В то время в ОКБ-1 создавался ЖРД С-155 для самолёта А.И. Микояна Е-50. Двигатель многократного запуска и большого (полчаса) ресурса. Компоненты топлива - самовоспламеняющиеся, подача насосная. Кроме ЖРД на самолёте имелся ещё и турбореактивный двигатель.

В ОКБ-1 я был направлен инженером в сектор проектирования камер сгорания. Трудностей при создании камеры сгорания было много. Не мал был и мой вклад в её создание. Но все трудности были преодолены и двигатель был поставлен в самолёт. Были успехи, были и неудачи, но опытный самолёт летал и, наверное, ОКБ А.И. Микояна получило много полезного для развивающейся в то время сверхзвуковой авиации.

Л.С. Душкин родился 15 августа 1910 г., кандидат технических наук, профессор, лауреат Госпремии СССР. Награждён орденами Ленина, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды и медалями. Незаурядный главный конструктор ЖРД, бортовых источников питания и комбинированных ракетно-прямоточных двигателей. Скончался 4 апреля 1990 г.

В последний путь Леонида Степановича мы провожали вместе с его бывшим заместителем В.Ф. Берглезовым, сожалели о том, что жизненный и творческий путь одного из пионеров советского ракетостроения неизвестен широкому кругу специалистов этой отрасли техники.

ПРОШЛОЕ И НАСТОЯЩЕЕ РАКЕТНОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ НАШЕЙ СТРАНЫ

В.П. Кузнецов

Межрегиональная общественная организация «Ветераны КИК»

В самом конце Второй мировой войны труменская военщина сбросила две атомные бомбы, уничтожив в итоге несколько сотен тысяч японцев. Это была месть за уничтоженный в 1941 году японцами Тихоокеанский флот США. Но не только месть. Это также являлось предупреждением и угрозой Советскому Союзу за самостоятельность в проведении независимой политики. Необходимо было предпринимать защитные меры, тем более что с каждым годом стремительно наращивался ядерный потенциал США.

13 мая 1946 г. советское правительство приняло постановление о создании новых КБ, НИИ и полигона для форсирования разработки ракетного оружия.

В докладе приводятся выступления президентов США о необходимости расчленения СССР, а затем России, а также заявления таких известных в мире людей как С.А. Караганов, А.И. Солженицин, других политических и общественных деятелей, подтверждающих агрессивные действия США.

Наша страна, ее научные и военные кадры, весь народ обеспечили разработку, испытания и создание ракет дальнего действия, МБР, КА и КК, атомного и термоядерного оружия, ликвидировав там самым монополию США и обеспечив на многие десятилетия мир на Земле. В 1982 году наша страна ликвидировала отставание: число боеголовок достигло 8900 против 10500 в США. Помимо КБ и заводов большую роль в обеспечении стратегического партнерства сыграли научные институты МО, в том числе особенно 4 ЦНИИ.

Однако на всех этапах становления и развития ракетной и космической науки и техники проходило не все безупречно, начиная с первых МБР и ИСЗ и кончая слабо эффективными изделиями, бесконечными реформами и разрушениями научного потенциала НИИ и академий Минобороны. В том числе в докладе отмечается, что имело место пагубное влияние авторитарных решений в 70 – 60 годах прошлого столетия, непродуманных военных реформ в 2009 – 2012 годах и, самое тяжелое, существенное сокращение научного потенциала путем значительного сокращения и перемещения научных институтов и академий Министерства обороны. Военные чиновники от науки продолжают и в настоящее время уничтожать военную и военнотехническую науку, вынашивая новые планы сокращения и передислокации военных академий и научных институтов, влекущих за собой дальнейшее падение их научных потенциалов. Такие решения приводят к ущербу в деле обеспечения безопасности и независимости России, особенно на период последующих десятилетий.

Подробно и, по мнению автора данного доклада, доказательно этот материал представлен в его книге «Истина – дочь времени, а не авторитета». Высказывается пожелание, чтобы Совет безопасности и Министерство обороны России четко реализовали положения, высказанные президентом Российской Федерации В.В. Путиным: «Наука и образование для нас важнее даже, чем энергоносители, чем нефть и газ, потому что это именно то, что отличает нас от тех стран, которые мы совсем еще недавно называли развивающимися».

**РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ «СОЮЗ-У» ДЛЯ ПРОГРАММЫ «СОЮЗ-АПОЛЛОН»:
МАЛОИЗВЕСТНЫЕ СТРАНИЦЫ ИСТОРИИ ЛЕТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ
ИСПЫТАНИЙ**

С.В. Семенов

ОАО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

se-cret@yandex.ru

15 июля 1975 года с космодрома Байконур стартовала ракета-носитель «Союз-У» с пилотируемым космическим кораблем «Союз-19» по программе совместного советско-американского полета космических кораблей «Союз-

Аполлон» (ЭПАС). Это был самый известный пилотируемый пуск универсальной ракеты-носителя, разработанной Куйбышевским филиалом ЦКБЭМ под руководством Д.И. Козлова и изготовленной на заводе «Прогресс» (директор А.Я. Ленков).

Летно-конструкторские испытания нового носителя для программы ЭПАС проходили в 1973-75 гг. и стали поистине уникальным явлением в истории создания ракетно-космических комплексов. Фактически проходили ЛКИ сразу трех новейших комплексов одновременно: носителя 11А511У с новым космическим кораблем 7К-ТМ; с новым аппаратом «Бيون» для проведения медико-биологических экспериментов и с новейшим спутником наблюдения Земли «Янтарь-2К» (кроме корабля 7К-ТМ, все изделия были созданы в тандеме КФ ЦКБЭМ – завод «Прогресс»). До сих пор малоизвестными оставались факты, касающиеся так называемого «набора статистики», который первоначально предлагалось обеспечивать пусками спутников «Зенит-4МК» с постепенным переходом к запускам «Янтарей», «Бионов» и 7К-ТМ. Но в этом случае не было полной уверенности в том, что отработка новых изделий не затянется. Между тем для нашей страны существовала острая необходимость иметь на орбите более совершенные спутники наблюдения Земли, медико-биологические лаборатории и космические корабли нового поколения. Кроме того, могли быть не выдержаны сроки подготовки международного полета «Союз-Аполлон».

В этой ситуации решающую роль сыграли полная уверенность разработчиков и изготовителей в надежности своих изделий и высокая техническая интуиция генерального конструктора Д.И. Козлова. Ключевым стал Совет Главных Конструкторов по ракетам-носителям типа Р-7А, который состоялся в июле 1973 года в Куйбышеве. Именно настойчивость Козлова привела в итоге к принятию совместного решения ЦКБЭМ, КФ ЦКБЭМ и ЦНИИМАШ о поэтапности проведения ЛКИ, причем уже на первом этапе, начиная с третьего пуска планировалось вывести на орбиты все новые изделия в последовательности: «Бيون», «Янтарь-2К», 7К-ТМ. Всего до полета А. Леонова и В. Кубасова на КА «Союз-19» предполагалось осуществить 15 пусков РН «Союз-У».

На первом пуске с КА «Зенит-4МК» ракета-носитель отработала настолько хорошо, что по предложению Д.И. Козлова полезной нагрузкой для второго запуска стал спутник «Бيون». И вновь успех! В результате четвертый пуск «Союз-У» 3 апреля 1974 г. был осуществлен уже с беспилотным космическим кораблем 7К-ТМ. А в декабре 1974 г. новый носитель вывел на орбиту КА «Янтарь-2К». И только после проведения успешных запусков всех новых изделий в первой половине 1975 г. вернулись к варианту «набора статистики» пусками «Зенитов». В общей сложности в рамках ЛКИ было осуществлено 12 пусков вместо 15 (из них только один аварийный).

Таким образом, в результате летно-космических испытаний ракеты-носителя «Союз-У» была не только решена задача успешного запуска пилотируемого корабля по программе «Союз-Аполлон», но и положено начало эксплуатации космических аппаратов серии «Бион» и «Янтарь-2К», созданных КФ ЦКБЭМ и заводом «Прогресс».

С тех пор осуществлено 783 пуска ракеты-носителя «Союз-У» (из них 21 аварийный). Коэффициент надежности изделия составляет 0,985. Носитель до сих пор успешно используется для вывода на орбиту транспортных грузовых кораблей «Прогресс» и запуска космических аппаратов различного назначения.

ЛАУРЕАТЫ СТАЛИНСКОЙ ПРЕМИИ ЗА РАБОТУ В ОБЛАСТИ РАКЕТОСТРОЕНИЯ И КОСМОНАВТИКИ

В.И. Ивкин

Военная академия РВСН им. Петра Великого

ivkin-v@mail.ru

Краткое описание работ, удостоенных Сталинской премии

2-й степени за 1949 год (Дзержинский Б.Л., Бушуев К.Д. и др.)

3-й степени за 1949 год (Богуславский Е.Я., Керимов К.А. и др.)

3-й степени за 1949 год (Пригоровский Н.И.; Рудашевский Г.Е. и др.)

3-й степени за 1950 год (Мосолов П.В., Нестеренко А.И. и др.)

3-й степени за 1951 год (Покровский А.В., Яздовский В.И. и др.)

Не присужденные премии

Не прошедшие при И.В. Сталине

Постановление Президиума Комитета по Сталинским премиям в области науки и изобретательства при Совете Министров СССР от 27.02.1951 года.

1-й степени за 1950 год три премии: Королев С.П. и др.; Глушко В.П. и др., Пилюгин Н.А. и др.

2-й степени за 1950 год две премии Бармин В.П. и др., Котельников В.А. и др.

Не состоявшиеся лауреаты после смерти И.В. Сталина

Постановление Президиума Комитета по Сталинским премиям в области науки и изобретательства при Совете Министров СССР от 14.04.1954 года.

2-й степени за 1953 год по разделу наука — Рахматуллин Х.А. и др.

1-й степени за 1953 год по разделу создание военной техники три премии: Королев С.П. и др., Глушко В.П. и др., Пилюгин Н.А. и др.

2-й степени за 1953 год по разделу создание военной техники шесть премий: Бармин В.П. и др., Афанасьев С.А. и др., Кузнецов В.И. и др., Решетов К.А. и др., Соколов А.И. и др., Котельников В.А. и др.

3-й степени за 1953 год по разделу создание военной техники две

премии: Буров Л.Н. и др., Степанов Л.Г. и др.

Почему же С.П. Королев не стал Сталинским лауреатом ни в 1951 г., ни в 1954 г.?

Почему первое награждение орденами ракетчиков произошло только в 1956 году?

Почему Ленинскую премию ракетчики получили позже ядерщиков?

ПИОНЕРЫ ОСВОЕНИЯ КОСМОСА НА ЗЕМЛЕ

А.М. Песляк

Союз журналистов России

pesliak2000@mail.ru

В послевоенные годы в СССР началась активная разработка и создание реактивной и ракетной техники. К середине 1950-х годов в испытаниях, наряду с летчиками ВВС, принимали участие и члены образованного в рамках НИИ авиационной медицины отряда испытателей. Выявлением угроз здоровью пилотов сверхзвуковой техники, а затем и космонавтов и их парированием занимался секретный отдел под руководством В.И. Яздовского. С конца 1940-х годов проводились высотные эксперименты на животных, а затем, по заданию С.П. Королёва и в рамках подготовки полета человека в космос, в наземных условиях шли исследования с участием членов отряда испытателей.

В сообщении приводятся данные по отряду, формам и направлениям научных уникальных экспериментов в период 1950-70-х гг., обозначены факторы, влиявшие на работу испытателей, ее значимость для фундаментальных основ новой науки – космической биологии и медицины. Драматична и судьба не имевшей аналогий в мировой практике военной научно-исследовательской единицы – отряда испытателей НИИАКМ МО СССР.

ПРОЕКТ ПОСТАНОВЛЕНИЯ ПО ВОССОЗДАНИЮ РДД ФАУ-2.

КАДРОВЫЙ АСПЕКТ. 1946 г.

Л.П. Вершинина

ЦНИИМАШ

vega100@mail.ru

Реализация любого крупного проекта требует крайне ответственных решений по привлечению к работам необходимых специалистов. Механизм принятия таких решений иногда достаточно сложен и растянут во времени и чаще всего не виден последующим поколениям. Это в полной мере относится к рассмотрению истории формирования технического руководства созданием первой советской баллистической ракеты в 1946 г.

При выборе кандидатур разработчиков ракеты в целом, а также различных агрегатов и узлов РДД в разное время предлагались разные специалисты. Не всегда в то время выбор падал на широко известных ныне главных конструкторов С.П. Королёва, В.П. Глушко, В.П. Бармина, М.С. Рязанского, В.И. Кузнецова, Н.А. Пилюгина и др.

Сохранившиеся документы, во-первых, значительно расширяют круг лиц, игравших на первом этапе достаточно важную роль в изучении трофейной техники. Во-вторых, они позволяют проследить за принятием членами Спецкомитета важнейших кадровых решений в области ракетной техники.

ЭВОЛЮЦИЯ СИСТЕМЫ ПРИОРИТЕТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ СССР В 60-70-х годах XX ВЕКА

Е.К. Бабичев

Ветеран космодрома Плесецк

babichev.e.k@gmail.com

Действие объективных факторов привело в начале 60-х годов к выработке **приоритетных направлений** космической деятельности (КД) СССР, оформленных документами государственных и правительственных органов.

Автором обоснована периодизация развития взглядов военно-политического руководства СССР на приоритеты космической деятельности. В рассматриваемом периоде с 1957 по 1976 гг. выделены три этапа формирования и эволюции приоритетных направлений КД СССР, связанных с изменением состава и значимости различных факторов:

- 1 этап – до 1961 г.,
- 2 этап – с 1962 по 1969 г.,
- 3 этап – с 1970 г.

По каждому из четырёх приоритетных направлений КД СССР, определившихся к началу 60-х годов XX века, в конце десятилетия произошли принципиальные изменения взглядов военно-политического руководства страны.

Взаимный отказ СССР и США от развертывания в космосе ударных вооружений и противоракетных (противоспутниковых) систем космического базирования, закрепленный более 40 лет назад международными договорами, не только снизил опасность мировой войны и снял непосильное бремя с экономики, но и привел к пересмотру национальных космических программ, в частности, к ограничению военно-космической деятельности созданием обеспечивающих космических систем военного и двойного назначения. По мере отработки автоматических КА и потери значимости лунной темы в СССР произошла переориентация гражданских и военных пилотируемых программ.

Определение приоритетных направлений развития КД СССР сочеталось с выдвиганием **приоритетных требований** собственно к техническому уровню космических комплексов и систем:

- повышение качества РКТ;
- унификация РКТ.

На рубеже 70-х годов, в СССР принципиально новую организационно-правовую основу получили мероприятия по повышению качества и надежности РКК.

Приоритетное требование унификации компонентов ракетно-космических комплексов реализовывалось по направлениям:

- унификация платформ КА,
- унификация базовых комплектов оборудования СК и ТК,
- создание универсальных РН.

Наряду с приоритетами выделены характерные черты КД СССР, свойственные ей на протяжении длительного исторического периода, и установлен факт их эволюции: к концу 60-х годов формы **взаимовлияния с КД США** наполнились новым содержанием, но **ориентация космической деятельности в СССР на достижение политического эффекта** заметно снизилась, политика и идеология постепенно уступают место практическим потребностям народного хозяйства и обороны.

Исторический опыт формирования и эволюции приоритетов КД СССР в период холодной войны необходимо учитывать при выработке современной космической политики Российской Федерации.

ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ ВОЕННО-ПОЛИТИЧЕСКОГО РУКОВОДСТВА СССР ПО СОЗДАНИЮ И РАЗВИТИЮ СИСТЕМЫ СВЯЗИ В ЧАСТЯХ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ (1955 – 1991 гг.)

А.В. Вербицкий

Главный испытательный космический центр

МО РФ им. Г.С. Титова

verbail.ru@yandex.ru

Процесс создания в 1955 г. и дальнейшее развитие системы связи частей космического назначения СССР вплоть до настоящего времени был отчасти окружен завесой секретности. Прежде всего, это было связано со спецификой поставленных перед системой связи задач по обеспечению испытаний ракетной техники и управления КА. Отдельные аспекты данной темы отражены в фундаментальных трудах по истории отечественной космонавтики. В них содержатся исторические материалы по вопросам создания первых подразделений связи в формируемых космических частях, техническому оснащению, а также дальнейшему развитию техники

связи. Большое внимание в докладе уделено работе государственных и военных органов управления СССР по созданию, испытанию, размещению сил и средств связи, примененных в наземной и космической составляющих системы связи частей космического назначения в исследуемый период. Автором доклада выделены следующие факторы, оказавшие влияние на деятельность государственных и военных органов СССР по созданию и развитию системы связи частей космического назначения:

1. Развитие науки и образования в стране.
2. Достаточно высокий уровень развития техники и промышленности.
3. Непосредственная деятельность государственных и военных органов по руководству решением крупной научной и военно-технической проблемы создания системы связи частей космического назначения.
4. Сложившаяся кооперация промышленности, вошедшая в военно-промышленный комплекс страны.

Показано, что нынешний процесс реформирования Вооруженных Сил Российской Федерации, направленный, прежде всего на оптимизацию, военно-техническую оснащенность, невозможен без опоры на уроки военно-исторической науки, в том числе и накопленный исторический опыт в области создания и развития системы связи частей космического назначения.

РАКЕТЫ СРЕДНЕЙ ДАЛЬНОСТИ СССР. ЭТАПЫ ИСТОРИИ

А.И. Ясаков

yasakovai@rambler.ru

«Холодная война» как объект изучения новейшей истории. Актуальность этого процесса в условиях современности. Особенности и характер исследований по проблемам «холодной войны», неравномерность и разная степень их детализации.

Ядерные вооружения СССР и США как «белое пятно» на теле исторической науки. Причины, обуславливающие такое положение дел: закрытость большинства военных и государственных архивов и, как следствие, недоступность многих исторических документов. В том числе по ракетно-ядерным системам и комплексам, давно снятым с вооружения и ликвидированным в соответствии с международными соглашениями СССР.

Наземная составляющая ядерной триады Советского Союза – Ракетные войска стратегического назначения – фундамент его ракетно-ядерного потенциала, основа обороноспособности страны. Войска межконтинентальных ракет и войска ракет средней дальности, как группировки РВСН. Роль и место каждой из них в системе государственной обороны:

– решаемые задачи;

- районы развертывания;
- организационные структуры;
- количественные значения.

Степень изученности исторического пути развития войск МКР и войск РСД – множащаяся для первых и балансирующая возле ноля для вторых.

Ракеты средней дальности как главный силовой аргумент советского военно-политического руководства во второй половине 50-х – начале 60-х годов ушедшего столетия.

Периодизация истории войск РСД СССР: от натурного испытания «Байкал» 2 февраля 1956 года, через ракетные комплексы нескольких поколений, развертывание и приведение в готовность оперативных группировок ракет средней дальности на основных оперативно-стратегических направлениях, к Договору между СССР и США от 8 декабря 1987 года о сокращении ракет средней и меньшей дальности и полному сокращению этого типа вооружений к весне 1991 года.

Хронологические рамки этапов:

- 1-й – 2 февраля 1956 г. – 17 декабря 1959 г.;
- 2-й – 17 декабря 1959 г. – 20 апреля 1965 г.;
- 3-й – 21 апреля 1965 г. – 16 июля 1976 г.;
- 4-й – 16 июля 1976 г. – 8 декабря 1987 г.;
- 5-й – 8 декабря 1987 г. – 20 апреля 1991 г.

Характеристика каждого этапа по содержанию, типам развернутых и поставленных на боевое дежурство (снимаемых с боевого дежурства) боевых ракетных комплексов, их количественные показатели и качественные возможности (мощность боевых блоков, времена готовности к выполнению боевых задач, взгляды на боевое применение), формируемые организационные структуры.

О ТРЕТЬЕМ ПОКОЛЕНИИ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ МОРСКИХ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

Р.Н. Канин

ГРЦ им. В.П. Макеева

src@makeyev.ru

Третье поколение морских баллистических ракет, поставленных на вооружение в Советском Союзе, включает три базовые ракеты генерального конструктора, академика Виктора Петровича Макеева:

- жидкостная ракета Р-29Р (по договору СНВ-1: баллистическая ракета подводных лодок БРПЛ РСМ-50) – первая в мире межконтинентальная морская ракета с разделяющейся головной частью (РГЧ);

- Р-39 (РСМ-52) – первая отечественная твердотопливная морская ракета;

- жидкостная ракета Р-29РМ (РСМ-54), имеющая наивысший (среди отечественных и зарубежных стратегических ракет) технический уровень.

Кроме того, к третьему поколению относятся модернизированные варианты базовых ракет, отличающиеся боевой нагрузкой, а также твердотопливная ракета средней дальности Р-31 (РСМ-45) главного конструктора П.А. Тюрина (КБ «Арсенал им. М.В.Фрунзе»), которая на вооружение не принималась, но прошла опытную эксплуатацию на одной подводной лодке.

В июне 1971 г. Правительственными решениями была задана разработка твердотопливных ракет: Р-31 и Р-39. Это означало директивный переход на твердотопливное направление отечественного морского ракетостроения.

Последовавшее проектирование показало, что оптимистические ожидания по твердотопливному направлению, как по характеристикам, так и по срокам реализации – не подтверждаются. А настоятельная необходимость поддержания паритета в стратегических вооружениях требовала скорейшего создания отечественных морских ракет с РГЧ. Инициативный проект такой жидкостной ракеты был завершен в декабре 1972 г. Опытно-конструкторская разработка задана в феврале 1973г. и проведена в кратчайшие сроки: через 2 года и 8 месяцев – демонстрация РГЧ пуском; еще через 14 месяцев – завершение летных испытаний с подводной лодки проекта 667бдр; принятие на вооружение ракеты Р-29Р с РГЧ в августе 1977 г.

Окончание разработки твердотопливных ракет сдвигалось на 1980г. и далее. В этой связи Правительством в середине 1970-х годов принимаются решения о совершенствовании морских ракет и дополнительном строительстве подводных лодок проекта 667бдр. В развитие этих направлений по совместному решению оборонных Министерств и ВМФ в декабре 1977 г. был представлен и защищен аванпроект нового ракетного комплекса, а в январе 1979г. вышло постановление Правительства об опытно-конструкторской разработке комплекса Д-9РМ с ракетой Р-29РМ, размещаемой на подводной лодке проекта 667бдрм. Государственные летные испытания пусками ракет с подводной лодки завершены в декабре 1984г. На вооружение ракета, комплекс и лодка приняты в феврале 1986г.

Наши ракеты были развернуты на 14 лодках проекта 667бдр, 6 – проекта 941, 7 – проекта 667бдрм и стали основой отечественных морских стратегических ядерных сил сдерживания.

**САМОЛЕТНЫЕ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ ПУНКТЫ ИЛ20РТ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ
ИСПЫТАНИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ****О.А. Скрыль****Межрегиональная общественная организация «Ветераны КИК»**OAS197@mail.ru

Для проведения телеметрических измерений при испытаниях ракетной и космической техники уже в конце 50-х годов были проработаны вопросы создания самолетных измерительных (СИП) и командно-измерительных пунктов. В 1964 года на базе серийных самолетов ИЛ-18В были оборудованы два СИП ИЛ18РТ, которые, в основном, применялись при испытаниях баллистических и крылатых ракет морского базирования. В 1965 году СИП ИЛ18РТ принимали участие в проведении работ в интересах космического ведомства по спускаемым аппаратам «Зонд» советской лунной программы. Опыт эксплуатации ИЛ-18РТ показал, что для космического ведомства необходимы СИПы с более эффективными антеннами для приема сигнала из верхней полусферы и более чувствительными приемниками.

Проектирование и создание самолетных измерительных пунктов (СИП) началось на основании Постановления от 28.09.1970 года. Вопросы организации проведения измерений СИПами и взаимодействие министерств и ведомств при их работе были уточнены Постановлением от 10.12.1974 года.

СИП ИЛ20РТ предназначались для проведения испытаний образцов ракетно-космической техники в интересах всех видов Вооруженных сил СССР. В 1975 году в ЛИИ МАП им. Громова были изготовлены и переданы в опытную эксплуатацию два СИП ИЛ-20РТ, а в ноябре-декабре 1976 года - ещё два. В период 1975-1979 годов были проведены Государственные испытания авиационной техники и испытания бортовой аппаратуры измерительного пункта. Испытания показали готовность СИП к работам, но при съеме информации с крылатых ракет, спускаемого аппарата или головной части на нисходящем участке траектории возникали потери информации из-за отрицательного угла места в наведении антенн. По результатам испытаний были проведены доработки антенно-фидерных устройств – установлена дополнительная антенна в хвостовой части фюзеляжа.

Работы СИП проводились в самых различных районах СССР, над нейтральными водами морей Тихого и Северного Ледовитого океанов и даже над территорией Афганистана при отработке запусков аппаратов БОР по программе «Энергия-Буран». В конце 1989 года СИПы ИЛ-20РТ передали ВМФ.

РОССИЯ, КРЫМ: КОСМИЧЕСКОЕ ПРИТЯЖЕНИЕ*С.И. Мизгулин**Военная академия ГШ ВС РФ*

В докладе рассматривается роль Крыма в становлении отечественной космонавтики. В середине 50-х гг. прошлого века работы по развитию ракетно-космической техники велись в форсированном режиме.

В 1955 г. в Казахстане началось строительство полигона, которое целиком легло на плечи Министерства обороны и его научно-исследовательские организации.

В 1956 г. стало ясно, что необходимо также создавать специальный комплекс, который в последующем получил название Центра по руководству и координации работ комплекса измерительных средств, средств связи и службы единого времени при запусках «Объектов Д» (таким было первоначальное обозначение ИСЗ), для управления и приема информации о работе ракеты-носителя и в последующем космических аппаратов.

Одновременно предусматривалось формирование 13 отдельных научно-измерительных пунктов (НИП) в различных районах страны. Один из пунктов, под №10, размещался под Симферополем.

Симферопольский научно-измерительный пункт (НИП-10) сформирован 11 июля 1957 г. в п. Болшево. Первым начальником НИП-10 был назначен подполковник М.А. Николаенко. Часть была укомплектована радиотехническими средствами и средствами связи.

9 сентября 1957 г. часть прибыла на место дислокации в район поселка Родниковое, что в 18 км восточнее города Симферополь. Сразу же по прибытии к месту дислокации, радиотехнические средства были развернуты и подготовлены к выполнению работ по первым ИСЗ.

4 октября 1957 г. пункт принимал сигналы первого ИСЗ. Одновременно в Крыму разворачиваются работы по лунной программе и создаётся Центр дальней космической связи (ЦДКС). В 1958 г. на базе Крымской обсерватории в поселке Симеиз был создан измерительный пункт 41Е, который входил в состав НИП-10. Радиотехнические средства ИП 41Е были размещены на горе Кошка.

С 1 января 1959 г. ИП 41Е приступил к работам по «Лунникам». Управление космическими аппаратами типа «Луна», начиная с «Луны-4», выполнялось уже с основного пункта НИП-10.

22 июля 1961 г. на базе НИП-10 организована школа младших специалистов. В 60-е гг. прошлого века в Крыму были развернуты вычислительный центр и новые части.

С особой ответственностью готовились и проводились работы по пилотируемой программе. С наращиванием орбитальной группировки и услож-

нением задач, решаемых космическими системами, роль Крыма в космической деятельности постоянно повышалась.

На основании директивы от 18.03.1993 г. ЦДКС и воинские части перестали выполнять задачи по управлению космическими аппаратами и были исключены из состава Военно-космических сил Российской Федерации.

С вхождением Крыма в состав России на космическую вахту снова заступил Центр дальней космической связи.

Секция 2**Летательные аппараты.
Проектирование и конструкция****ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ РОССИЙСКОЙ ПИЛОТИРУЕМОЙ КОСМОНАВТИКИ**

Н.А. Брюханов
ОАО РКК «Энергия»

В работе рассматриваются перспективы развития отечественной пилотируемой космонавтики.

Анализируются цели, стоящие перед российской космонавтикой.

Представлены основные решаемые задачи, особенности реализации космической пилотируемой программы. Материалы работы иллюстрируют основные тенденции и возможные пути развития технических средств рассматриваемого сегмента российской космической деятельности.

**ПИЛОТИРУЕМЫЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС
ДЛЯ ПОЛЁТОВ В МЕЖПЛАНЕТНОМ ПРОСТРАНСТВЕ**

В.Е. Бугров
ОАО РКК «Энергия»

Идея межпланетных сообщений постоянно озвучивалась в официальных документах и заявлениях пионеров космонавтики С.П. Королёва и М.К. Тихонравова. Возможность отправить человека в межпланетное пространство Королёв прорабатывал ещё до начала практической разработки корабля «Восток». Постановлениями правительства 1959 и 1960 год была утверждена советская межпланетная программа. В 1962 году в 9 отделе ОКБ-1 разрабатывались конкретные планы освоения космического пространства. В этих планах конечной целью предполагались экспедиции на Марс и в то время даже на Венеру, когда ещё не было данных об условиях на её поверхности.

В этих планах никогда не рассматривалась экспедиция на Луну, как этап обязательный перед экспедицией на планеты. Она рассматривалась как полигон для отработки посадочного марсианского корабля. Однако, С.П. Королёв, прежде чем заниматься отработкой средств для высадки на поверхность планеты, планировал следующим этапом после полета человека в околоземное пространство проверить в первую очередь возможность полёта человека в межпланетном пространстве.

Для выведения корабля в межпланетное пространство и создавалась четырёхступенчатая ракета Н1. Она должна была доставить ТМК в точку либрации между Землёй и Солнцем. Заторможенный в этой точке корабль и должен был выполнить годовой полёт вокруг Солнца. Вместе с уничтожением в 1974 году советской межпланетной программы была уничтожена и эта идея.

Говоря о полётах на Марс, к этой идее неизбежно придётся вернуться.

В работе представлен облик пилотируемого ракетно-космического комплекса для выполнения полёта в межпланетном пространстве по схеме намеченной С.П. Королёвым. Рассматривается структура комплекса, требования к составным частям, схема полёта, компоновочные схемы комплекса на разных этапах полёта.

Описывается облик и состав систем тяжёлого межпланетного корабля.

Формулируются основные требования к кораблю посещения, к экспериментальной отработке аэродинамических устройств для возвращения корабля посещения из точки либрации на ОИСЗ, требования к грузовому электрореактивному буксиру.

Представлены схема узловых событий, сроки выполнения этапов создания и предполагаемая кооперация.

ОТ ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ К КОСМИЧЕСКОМУ ЛИФТУ

Ю.А. Садов, А.Б. Нуралиева

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

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

Космический лифт – практически безальтернативное средство сделать выход на околоземные орбиты доступнее. Главными трудностями создания являются как технические, прежде всего, недоступность подходящих материалов, так и финансовые, а также отсутствие ряда правовых норм.

Остальные проблемы с тем или иным успехом разрешаются, однако перечисленные выше не позволяют реализовать масштабный проект КЛ. Это мешает продвижению и в смежных направлениях.

Например, не дорабатываются базовые концепции КЛ, так как это представляется преждевременным.

Один вариант развития базовой концепции с целью повышения надежности и управляемости и увеличения возможностей КЛ был выдвинут авторами.

Однако, предложенная конструкция, наряду с преимуществами, получается более тяжелой, дорогой и сложной при строительстве. Выход был предложен – включить создание КЛ в общую национальную или междуна-

родную космическую стратегию. КЛ мог бы создаваться на основе многофункциональной геостационарной станции.

Даже при неудаче полного проекта, само по себе создание ГКС будет полезным для других целей, в частности, развития геостационарной базы телекоммуникаций и ДЗЗ.

Кроме того, даже начало работы по созданию КЛ позволит накопить опыт в области сверхдлинных тросовых систем, а также провести невозможную на Земле экспериментальную отработку ключевых технологий.

Работа поддержана грантом РФФИ №14-01-00838.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОРБИТАЛЬНОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ЗОНДИРОВАНИЯ ВЕРХНИХ СЛОЕВ АТМОСФЕРЫ

А.В. Даниленко, К.С. Ёлкин, С.Ц. Лягушина

ФГУП ЦНИИмаш

danilenko2009ann@mail.ru

Области практического применения орбитальных тросовых систем (ОТС) в космосе разнообразны: транспортные операции, инспектирование и обслуживание КА, создание искусственной силы тяжести, научные исследования, использование генераторного и движительного режимов (при протекании тока по тросу) др. В ряду задач научного направления можно выделить ряд из них, где эффективность использования космических связей особенно высока. К таким относится и задача исследования верхних слоев атмосферы.

Известно, что на высотах 100-150 км спутник существует несколько часов, а зондирование с помощью метеорокетов оказывается еще менее продолжительным. Применение же ОТС позволяет практически на два порядка увеличить продолжительность зондирования верхних слоев с доставкой приборов в нижнюю термосферу и, возможно, в мезосферу, что имеет большое научное и практическое значение.

Полагаем, что в процессе зондирования верхних слоев атмосферы с использованием ОТС базовый объект связки движется по круговой орбите с высотой около 200 км и ведет за собой на длинном тросе зонд на высоте 100-120 км. Движение происходит при стационарном вертикальном режиме относительного движения связки. При начальной высоте базового объекта $h_1 = 225$ км, а зонда $h_2 = 125$ км продолжительность функционирования может составить до 120 ч. При этом время существования спутников на высоте 110–120 км практически не превышает 1,4 часа.

Для обеспечения такой же, как у связки, продолжительности функционирования обычного спутника необходимо иметь на нем корректирующую

двигательную установку с энергетическим ресурсом, определяемым величиной характеристической скорости порядка 1000 м/с.

В состав аппаратуры спускаемого зонда могут войти приборы различного назначения.

Данные, полученные в результате экспериментов, будут полезны при предсказании погоды, исследовании механизмов перемещения областей смога и загрязнений, образования озонных дыр, исследовании солнечно-земных связей. Проведение градиентнометрических измерений позволяет отделить собственное магнитное поле Земли от полей, вызванных ионосферными токами, что позволяет выявить магнитные аномалии и исследовать тонкую структуру ионных токов.

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ПРАКТИЧЕСКОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ ТРОСОВЫХ СИСТЕМ, ДВИЖУЩИХСЯ ПО ЭЛЛИПТИЧЕСКИМ ОРБИТАМ

А.В. Даниленко, К.С. Ёлкин, С.Ц. Лягушина

ФГУП ЦНИИмаш

danilenko2009ann@mail.ru

Стратегические задачи отечественной космонавтики определены Государственной программой Российской Федерации «Космическая деятельность России на 2013-2020 годы» и направлены на удовлетворение потребностей в результатах космической деятельности, формирование положительного имиджа России, как страны высоких технологий и на закрепление на мировом космическом рынке.

Для достижения поставленных целей ключевое значение имеет повышение конкурентоспособности РКТ. Важнейшим элементом этого процесса является внедрение перспективных технологий, к которым относятся орбитальные тросовые системы (ОТС).

В работе освещены некоторые аспекты применения орбитальных связей для исследования Луны и планет земной группы.

Проанализирована возможность реализации перелета к Луне при различных длинах троса и режимах относительного движения. Определены параметры связки для перевода привязного объекта на параболическую орбиту.

Показано, что перелет к Луне посредством расцепления ОТС, находящейся к режиме колебаний с максимальной амплитудой ($65^{\circ}55'$) возможен при длине троса около 866,7 км.

ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ И ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ

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

Московский авиационный институт

(национальный исследовательский университет)

В работе вводится проектная модель механической орбитальной тросовой системы (ОТС) и строятся математические модели динамики движения центра масс и относительно центра масс системы.

Описаны особенности проведения математического моделирования характерных этапов функционирования ОТС.

Представлены основные результаты выполненного математического моделирования.

Анализируются основные факторы космического полета, влияющие на детализацию построения математических моделей ОТС на базе орбитальных КА.

Формируются математические модели движения космических тросовых систем в гравитационном поле с концевыми массами или набором промежуточных точечных масс.

Для моделей с невесомой упругой и весомой упругой связями исследуются характерные режимы ОТС:

- разворачивания,
- либрации,
- управления натяжением троса.

Представлены материалы моделирования динамики ОТС на основе разработанной математической модели ее разворачивания.

С помощью разработанного методического обеспечения решаются задачи определения основных характеристик процесса разворачивания ОТС (начальной скорости разворачивания ОТС, коэффициентов усиления в программе управления разворачиванием) при переходе от модели с невесомым нерастяжимым тросом к модели с весомой упругой связью, и динамических параметров процесса разворачивания (минимального угла либрации, перегрузок, координаты и скорости базового и привязного модулей, параметров режима схода троса с безынерционной катушки).

В целом, решаются траекторные и динамические задачи, приводится проектная модель тросового КА для отработки процессов разворачивания, вертикализации, выведения системы в либрацию с заданной амплитудой, тросового маневрирования и динамических экспериментов с ОТС.

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОГРЕВА И РАЗРУШЕНИЯ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО
ПОКРЫТИЯ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ КАПСУЛЬНОГО ТИПА**

Д.Я. Баринов¹, П.В. Просунцов²

¹ *Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский
научно-исследовательский институт
авиационных материалов»
dybarinov@gmail.com*

² *Московский государственный технический университет
имени Н.Э. Баумана
pavel.prosuntsov@mail.ru*

Одной из наиболее сложных проблем при создании современных космических аппаратов является обеспечение эффективной тепловой защиты силовой конструкции при спуске на Землю.

В аппаратах капсульного типа (таких «Союз» и «Аполлон») используется разрушаемое теплозащитное покрытие (ТЗП) на основе кремниевого наполнителя и полимерной матрицы.

При входе в атмосферу и воздействии высокоэнтальпийного газового потока в ТЗП происходят сложные физико-химические процессы пиролиза материала с образованием пористой коксовой структуры, газообразных продуктов и пленки расплава.

В настоящей работе проведено моделирование прогрева и уноса массы для теплозащитного покрытия аппаратов капсульного типа.

Для проведения моделирования использовался пакет конечно-элементного анализа MSC.Software MARC.

В этой модели учитывается конвективный и радиационный теплообмен на поверхности ТЗП и перенос тепла в объеме материала.

Процесс пиролиза описывается одностадийным уравнением аррениусовского типа.

В разрушаемом материале ТЗП выделяются три зоны – исходного, разлагающегося и прококсованного материала.

Теплофизические свойства материалов во всех зонах считаются зависящими от температуры.

Исследовано влияние оптических (степень черноты поверхности), теплофизических (теплопроводность) и кинетических (энергия активации, предэкспоненциальный множитель) свойств материала теплозащитного покрытия на температурное поле в элементе ТЗП и динамику процесса разрушения.

Установлено влияние свойств материала на температурное состояние элемента ТЗП.

ТЕРМОЭМИССИОННАЯ ТЕПЛОВАЯ ЗАЩИТА МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ С РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМОЙ ПОСАДКИ

В.А. Керножицкий, А.В. Колычев

Балтийский государственный технический университет

«ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

vakern@mail.ru, migom@mail.ru

В настоящее время актуальным является разработка многоразовых космических кораблей (МКК). При этом одной из основных проблем создания МКК является интенсивный аэродинамический нагрев конструкции при спуске с орбиты.

В БГТУ в течение ряда лет ведется разработка термоэмиссионной тепловой защиты (ТЭТЗ), предназначенной для применения в составе гиперзвуковых летательных аппаратов, в том числе, спускаемых аппаратов (СА).

Ожидается, что ГЛА реализующие в своей конструкции ТЭТЗ многократно могут находиться в условиях подводимых тепловых потоков порядка 2,5-3 МВт/м², в том числе и аэродинамического нагрева без разрушения конструкции.

Это объясняется тем, что в процессе явления термоэлектронной эмиссии с 1 м² обеспечивается отвод электронами на уровне 1,5-2 МВт/м². При этом свыше 25% тепловой энергии нагрева ГЛА преобразуется в электрическую энергию. То есть с 1 м² защищаемой поверхности ежесекундно можно получать до 250-400 кВт электрической энергии.

Однако, особенность ТЭТЗ предполагает наличие на борту перспективных спускаемых аппаратов наличие охладителя анода, предназначенного для поддержания разности температур между катодом и анодом.

Охладителем анода может выступить топливо, предназначенное для работы системы реактивной посадки МКК.

Кроме того, в случае применения ТЭТЗ можно использовать систему мягкой посадки и с другими типами двигателей, например, ВРД или (Г)ПВРД, для функционирования которых также требуется жидкое топливо. А генерируемую в процессе спуска электрическую энергию можно направить, например, на энергообеспечение бортовых систем реализаций плазменных систем поджига и поддержания горения в камерах сгорания, например, ГПВРД.

На данной основе также появляется возможность обеспечить непрерывную связь с СА в процессе посадки и после приземления. Наличие ТЭТЗ на борту СА МКК с двигателями мягкой посадки на жидком топливе позволит осуществлять управляемую реактивную посадку высокой точности в заданный район.

**ТЕПЛОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ МУЛЬТИЭКРАННОГО ТЕПЛОЗАЩИТНОГО
ПОКРЫТИЯ МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ****И.А. Майорова¹, П.В. Просунцов²**¹ **Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский
научно-исследовательский институт авиационных материалов»**irina.mayorova01@gmail.com² **МГТУ им. Н.Э. Баумана**pavel.prosuntsov@mail.ru

Создание многоразовых космических аппаратов требует обеспечения эффективной системы тепловой защиты (СТЗ).

Особое место в ряду конструктивных вариантов СТЗ занимают многослойные покрытия, в которых в качестве внутреннего теплоизолятора используются высокопористые неорганические волокнистые материалы, а для снижения радиационного переноса тепла применяется система радиационных экранов.

Такие покрытия отличает малая погонная масса, стабильность форм и размеров при температуре поверхности до 2000 К.

В работе представлены результаты исследования мультиэкранной СТЗ с экранами из никеля и оксида алюминия.

Для обеспечения высокой отражательной способности на поверхность экранов наносится покрытие из золота толщиной около 10^{-3} мм.

Решена задача определения оптимального расположения радиационных экранов при ограничении максимальной температуры силовой конструкции с одновременной минимизацией удельной погонной массы элемента СТЗ.

Показано, что использование 10 никелевых экранов позволяет снизить максимальную температуру тыльной поверхности на 40 К, однако, удельная погонная масса элемента СТЗ при этом возрастает на $0,4 \text{ кг/м}^2$.

Оптимальным, с точки зрения теплового проектирования, является включение одного-двух никелевых экранов. В случае использования 10 радиационных экранов из оксида алюминия удельная погонная масса элемента СТЗ снижается на $0,4 \text{ кг/м}^2$.

Отдельные результаты работы получены при поддержке гранта РФФИ № 13-08-12154_офи-м.

ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ СИСТЕМЫ ТЕПЛОЗАЩИТЫ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАДИАЦИОННЫХ ЭКРАНОВ

В.Е. Миненко, А.Н. Елисеев

МГТУ им. Н.Э. Баумана

victorminenko@mail.ru, a.n.eliseev@gmail.com

Проблема тепловой защиты класса «Союз» в настоящее время решена. Она хорошо отработана в процессе многолетней эксплуатации и достаточно надежна. Но применяемая в настоящее время конструкция тепловой защиты обладает достаточно большой массой, что является большим недостатком для космической техники. Помимо потерь в массе тепловая защита является одноразовой, что также ведет к известным экономическим потерям. Тенденция развития космической техники состоит в использовании многоразовых космических систем, поэтому интерес к разработке теплозащитных покрытий для спускаемых аппаратов многоразового применения постоянно возрастает. В настоящей работе проведен анализ теплозащитного покрытия с использованием тонколистовых радиационных экранов. Разработана конструкция крепления рассмотренного теплозащитного покрытия к боковой поверхности спускаемого аппарата. Проведен анализ материалов для конструкции крепления. Дана детальная массовая оценка конструкции теплозащиты. Расчёты теплового режима панелей проводились применительно к использованию управляемой траектории спуска и учетом известной эпюры распределения тепловых потоков по поверхности спускаемого аппарата. Выявлена целесообразность использования предложенной схемы теплозащитного покрытия для спускаемых аппаратов многоразового применения.

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КАПСУЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА КЛАССА НЕСУЩИЙ КОРПУС

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

МГТУ им. Н.Э. Баумана

victorminenko@mail.ru

В работе представлены материалы по исследованию аэродинамических характеристик капсульного космического аппарата класса несущий корпус, используемого для обслуживания операций на орбите искусственного спутника Земли.

Исследованная форма возвращаемого аппарата обеспечивает достаточно высокие аэродинамические характеристики на гиперзвуковых скоростях (качество порядка 1,2) и возможность посадки аппарата в любую точку европейской части России.

Указанная форма возвращаемого аппарата ранее исследовалась и предлагалась для реализации перспективных космических программ, как в

пилотируемом варианте, так и в качестве малоразмерной возвращаемой капсулы.

В статье приведены основные проектные характеристики возвращаемого аппарата, включая и массовые.

Используемая программа расчета аэродинамических характеристик аппарата на гиперзвуковых скоростях по методике Ньютона может представлять интерес для проведения рабочего перспективного исследования форм возвращаемых аппаратов и в учебном процессе.

**ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКТИВНОГО ИСПОЛНЕНИЯ
РАЗЪЕМНЫХ СОЕДИНЕНИЙ ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКИХ МАГИСТРАЛЕЙ
МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ И КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

М.В. Лузгачев¹, А.М. Щербаков¹, В.В. Ушаков²

¹*ОАО РКК «Энергия» им. Королева*

²*Московский авиационный институт*

(национальный исследовательский университет)

В обозримой перспективе развитие ракетно-космической техники будет строиться на создании многоступенчатых ракет, в которых внутренние пневмогидравлические связи блоков для заправки, подпитки, слива компонентов и т.д. предусматривают использование надежных межблочных разъемных соединений (РС).

Опыт, накопленный специалистами РКК «Энергия», показывает, что надежность разъемных соединений обеспечивается на основе решения следующих задач:

1. Разработки систем, для которых масса части РС, остающейся на активном блоке, должна быть меньше ответной части РС, расположенной на отработавшем (пассивном) блоке или (для первой ступени) – на наземном комплексе (НК).
2. Обеспечения возможности проведения многоразовых стыковок-расстыковок РС на технической позиции.
3. Максимального сокращения на борту количества автоматики, управляющей расстыковкой РС, большее использование возможностей НК.
4. Обеспечения герметичности РС до и после расстыковки.
5. Исключения заеданий и заклиниваний при расстыковке как одно-, так и многоступенчатых РС при воздействии эксплуатационных нагрузок.
6. Проведения отработочных испытаний РС, подтверждающих заданный уровень надежности.
7. Выполнения совокупности специальных требований, таких, как:
– обеспечения технологичной замены агрегатов пневмогидросистемы (ПГС);

- обеспечения возможности модернизация ПГС;
 - обеспечения возможностей для работы экипажа в скафандрах (для случаев использования пилотируемых космических кораблей, а также орбитальных космических станций);
 - обеспечения высоких требований по эргономичности и технологичности работы персонала с РС;
 - обеспечения ряда дополнительных требований.
- Рассматриваются конструкторские решения, расчетные методики, программы испытаний.

Представлены возможности использования фиксаторов при работе РС как для случаев их конструктивного исполнения в виде разрывных болтов, так и в виде резьбовых и замковых соединений.

Подробно рассмотрены конструктивные особенности разъемных соединений блоков А и Ц ракеты-носителя «Энергия», а также РС блока Я, обеспечивающих заправку и дренаж водорода из бака блока Ц при криогенных температурах.

Все принципиальные конструкторские решения защищены авторскими свидетельствами и патентами.

ОСОБЕННОСТИ РАЗРАБОТКИ АДАПТИВНОЙ ЛУННОЙ МОБИЛЬНОЙ ПЛАТФОРМЫ С СИСТЕМОЙ ВИЗУАЛИЗАЦИИ ДЛЯ ЦЕЛЕЙ ПРИМЕНЕНИЯ В РАМКАХ ВЫБРАННЫХ СТРАТЕГИЙ И ИНСТРУМЕНТОВ ИССЛЕДОВАНИЯ ЛУННОЙ ПОВЕРХНОСТИ

Д.М. Титов, С.А. Фрейлехман

Московский авиационный институт

(национальный исследовательский университет)

Работа посвящена вопросам разработки прототипа лунной мобильной платформы, способной в частично или в полностью автоматическом режиме выполнять ряд технических операций, которые могут быть востребованы при развертывании исследований лунной поверхности.

Автоматизированные комплексы, способные выполнить такого рода задачу, должны обладать рядом свойств робототехнических систем (РТС), а также иметь адаптивное шасси повышенной проходимости, максимально устойчивое на широком спектре возможных поверхностей, развитую датчиковую систему, универсальную гиростабилизированную платформу, систему исполнительных органов, систему визуализации и т.д.

Помимо перечисленных особенностей робототехнические системы должны иметь систему управления, функционирующую в автоматическом режиме или режиме с ограниченным вмешательством человека.

В идеализированном случае вмешательство человека-оператора должно ограничиваться тремя функциями: постановка задачи для РТС, контроль выполнения поставленной задачи и прием выполненной работы.

Высокой способности к передвижению по неподготовленной местности можно добиться путем совмещения двух видов реализации движения: в штатном режиме – перемещения с использованием колесного движителя, в случае возникновения сложных препятствий – использование возможностей шагающего привода.

Сами РТС должны обладать конструктивной структурой модульного типа и состоять из сравнительно легко заменяемых блоков, чтобы в случае возникновения технических неисправностей, РТС, работая в группе, обладали способностями и возможностями их устранения в целях продолжения выполнения поставленных задач.

Задачи РТС рассматриваемого типа могут являться:

1) Разведка местности в районе посадки индивидуально, совместно (группой), а также с использованием доступных исследовательских пенетраторных технологий. Организация локального поля навигации. Составление 3D карты местности. Расстановка маркеров в контрольных точках лунной поверхности.

2) Организация и обеспечение устойчивой связи с Землёй и с околорунной орбитальной станцией. Определение рациональных зон будущих посадок. Проведение начальных этапов геологоразведочных работ по поиску лунных строительных материалов. Взаимодействие с используемой системой лунных зондов-пенетраторов.

3) Выбор оптимального места создания обитаемой базы. Доставка материалов к строительной площадке. Распределение рабочих задач и обязанностей в группе, в зависимости от возможностей и функционала каждого звена группы.

4) Непосредственная подготовка к строительству лунной базы (необитаемый цикл и последующая обитаемая лунная база).

5) Решение возникающих технических задач будущих периодов.

Публикация базируется на работе, финансируемой Сколковским институтом науки и технологий (Сколтех) в рамках Skoltech/MIT Initiative.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ПОСАДКИ
ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА НА ПОСАДОЧНОМ УСТРОЙСТВЕ
С КРАШ-ОПОРАМИ**

Р.О. Луковкин, Г.А. Щеглов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

lukovkinro@ya.ru, georg@energomen.ru

Снижение массы посадочного устройства (ПУ), применяемого в конструкции перспективных многоразовых возвращаемых космических аппаратов (ВА) капсульного типа, может быть достигнуто за счет использования в его составе одноразовых опор, большинство элементов конструкции которых деформируется пластически.

В настоящей работе предлагается использование в конструкции опор пластически деформируемых элементов – краш-боксов широко применяемых в системе пассивной безопасности автомобилей. Рассматриваемое ПУ состоит из четырех опор.

Представлена оригинальная конструкция складной посадочной краш-опоры, с двумя ветвями энергопоглотителей, состоящими из последовательно соединенных краш-боксов.

Целями работы являлись выбор проектных параметров посадочного устройства и исследование кинематических и динамических характеристик процесса посадки ВА на подобном ПУ.

Представлены результаты численного моделирования в программе MSC Dytran процесса пластической деформации опор ПУ в ходе посадки прототипа ВА с различными начальными условиями.

Результаты расчетов показывают, что с использованием пластически деформируемых краш-боксов можно достичь экономии массы ПУ в 40% по сравнению с массой опоры традиционной конструкции с сотовыми энергопоглотителями.

При этом порядок средних перегрузок, действующих на центр масс ВА, при использовании опоры с краш-боксами оказывается близким к уровню перегрузок с опорами традиционной конструкции, а пиковые нагрузки в центре масс и в узлах крепления опор существенно сглаживаются.

Авторы благодарят за поддержку центр компетенции компании MSC.Software при МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 14-08-01197 А).

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС
ЛАБОРАТОРНОЙ ОТРАБОТКИ СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

¹*С.В. Абламейко, ²В.И. Костенко, ³В.И. Майорова,*

¹*В.В. Понарядов, ¹В.А. Саечников*

¹*БГУ, г. Минск, Беларусь,*

²*ИКИ РАН, Москва, Россия,*

³*МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия*

Разработка и запуск сверхмалых космических аппаратов получили в последнее несколько лет большое развитие во всем мире благодаря огромным достижениям микроэлектроники, информатики, массовому производству и доступности элементов космических систем и коммерциализации деятельности в космосе. Для университетов создание собственного космического аппарата дает возможность студентам принять участие во всех этапах проекта - от проектирования до обработки данных телеметрии и научной аппаратуры.

Для успешной работы по этим проектам необходимо провести предполетные испытания как отдельных узлов, так всего оборудования в комплексе, совместно с комплексом управления и приема информации, отработать бортовое программно-математическое обеспечение. Для этого разрабатывается программно-аппаратный комплекс отработки управления малыми и сверхмалыми космическими аппаратами, проведения экспериментов по отработке надёжности, работоспособности и живучести оборудования комплекса управления, бортового оборудования и аппаратуры целевой нагрузки.

В состав экспериментальных средств входят:

- комплекс дистанционного управления космическим аппаратом;
- автоматизированные рабочие места (АРМ) анализа и управления, баллистического обеспечения, технической поддержки, обработки информации;
- имитатор космического аппарата;
- программно-информационный комплекс отработки бортовых систем и научной аппаратуры.

Комплекс дистанционного управления космическим аппаратом предназначен для работы в качестве радиоприемного и радиопередающего пункта с функциями формирования передаваемой и регистрации принимаемой информации командного, телеметрического и информационного обслуживания.

Для реализации управления КА, проведения экспериментов по отработке оборудования, эффективного обучения специалистов в структуру комплекса входят автоматизированные рабочие места анализа и управления, баллистического обеспечения, технической поддержки, обработки информации.

Имитатор космического аппарата предназначен для отработки бортовых систем и научной аппаратуры космического аппарата; обучения операторов комплекса; отработки линии радиосвязи, обеспечивающей уверенный обмен радиосигналами при ненаправленном излучении, что имитирует неориентированный космический аппарат.

СИСТЕМЫ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ МНОГОЦЕЛЕВОЙ ПЛАТФОРМЫ «СИНЕРГИЯ»

Н. М. Куприков, Д. В. Малыгин

***Лаборатория проектирования сверхмалых космических аппаратов
«Астрономикон»***

Космическая техника, аккумулируя достижения НТП, является в то же время его движущей силой. Вступление в третье тысячелетие совпало с новым этапом развития космических технологий – разработка и внедрение микро- и наноспутников. Сверхмалые космические аппараты (СМКА) – одно из перспективных направлений техники и технологий в аэрокосмической отрасли. Сохраняя невысокую стоимость, они постоянно эволюционируют, в результате чего становятся гибким инструментом для проведения научных и технологических экспериментов в космическом пространстве.

Принципиально иной подход к идеологии построения отечественных СМКА научного и социально-экономического назначения заложен в многоцелевую платформу «Синергия».

Система энергетического обеспечения (СЭО) является одной из важнейших бортовой подсистемой СМКА, от которой во много зависит конструкционное исполнение аппарата, габаритные размеры, масса и срок активного существования. Выход из строя СЭО влечет за собой выход из строя всего аппарата. Масса бортовой СЭО СМКА находится в пределах 8...40% от массы объекта, а для американских от 9 до 55% и составляет в среднем около 25%. По мере расширения круга задач, решаемых в космическом пространстве с помощью СМКА, возрастает требуемая мощность бортовых СЭО.

СЭО – бортовая подсистема СМКА, обеспечивающая электроэнергией его аппаратуру и оборудование. В СЭО платформы «Синергия» входят первичный и вторичный источники электрической энергии, автоматика системы энергетического обеспечения, зарядные и преобразующие устройства. Также стоит отметить, что в проекте платформы «Синергия» отводится особое место задачам связанными с надежностью и повышению отказоустойчивости. Так как СЭО занимает ключевую позицию в СМКА, а выход из строя подсистемы ведет к полной потере наноспутника, то в состав многоцелевой платформы входят резервные источники питания. В данной работе представлен обзор

схемы резервного энергоснабжения, построенной на базе ядерного деления, которое не требует зарядки на срок до 20 лет.

Активным веществом в таком элементе применяется тритий. Излучение, вызванное распадом трития, считается безопасным, и не в состоянии навредить бортовым радиоэлектронным элементам.

Такой источник электроэнергии выдерживает температуру от $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+150\text{ }^{\circ}\text{C}$, а также перегрузки. Один такой элемент способен выдавать от 0,8 до 2,4 В и от 50 до 300 нА в течении 20 лет.

МИКРОСПУТНИКОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ СПУТНИК ДЛЯ НАУЧНЫХ, ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ И ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ В КОСМОСЕ

А.В. Потапов, С.О. Карпенко, А.В. Попов, Н.А. Ивлев,

А.С. Сивков, А.Л. Власкин, З.С. Жумаев

ООО СПУТНИК

s.o.karpenko@gmail.com

19 июня 2014 года в 23:11:11 по московскому времени из позиционного района «Домбаровский» в Оренбургской области был осуществлён успешный запуск группы малых космических аппаратов на конверсионной ракете РС-20 (РН «Днепр»), среди которых был и первый российский частный спутник-технологический демонстратор компании «СПУТНИК», получивший имя «ТаблетСат-Аврора».

Аппарат был спроектирован на базе открытой архитектуры «ТаблетСат» для микроспутниковой платформы, способной решать ряд актуальных научных, технологических, образовательных и коммерческих задач.

Аппарат был создан всего за 9 месяцев работы: в октябре 2013 года был подписан контракт на запуск, в начале июня 2014 года спутник был доставлен на космодром «Ясный» и через две недели запущен на солнечно-синхронную орбиту высотой 600 км.

Основной полезной нагрузкой на борту «Авроры» является оптическая камера для съёмки Земли из космоса с разрешением 15 м на пиксель и полосой захвата 45 км.

Микроспутник оснащён трёхосной активной системой ориентации и стабилизации, включающей в себя в качестве основных сенсоров ориентации звёздный датчик, солнечные датчики, датчики угловой скорости и магнитометры.

В качестве исполнительных элементов используются электромагнитные катушки, двигатели-маховики и двигатели-гиродины.

Для точной автономной навигации используется разработанный в кооперации бортовой GPS-приёмник.

Компанией совместно с созданной вокруг проекта российской кооперацией «новой волны» были разработаны также система энергоснабжения, аккумуляторная батарея, высокоскоростной передатчик X-диапазона и соответствующая оригинальная передающая антенна, и ряд других.

Масса спутника составила 28 кг, минимальный расчётный срок службы – 1 год.

После выхода на орбиту спутник «Аврора» прошёл лётные испытания, были протестированы разработанные в компании комплекты служебных систем – аппарат показал свои возможности в ориентации и стабилизации, в работе радиоканалов УКВ- и X-диапазонов, испытаны аккумуляторы и солнечные батареи.

Управление аппаратом осуществляется из центра управления полётами «СПУТНИКС» в Троицке с привлечением резервной станции в Калуге.

Данные с микроспутника планируется принимать на наземную сеть станций приёма спутниковой информации ИТЦ «СКАНЭКС», использовать в коммерческих, научных, образовательных, экологических проектах.

ПРИНЦИПЫ ФОРМИРОВАНИЯ И ОСОБЕННОСТИ РАЗРАБОТКИ ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ОРБИТАЛЬНОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМОЙ

***Ю.Г. Егоров, В.М. Кульков, С.А. Тузилов, С.О. Фирсюк
Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)***

В работе рассматриваются особенности разработки и создания орбитальных тросовых систем (ОТС) с использованием КА малого класса.

Исследования посвящены анализу основных вопросов разработки тросовых технологий в целях их использования в условиях орбитального полета малых космических аппаратов (МКА), в целях отработки в космосе процессов развертывания, вертикализации, тросового маневрирования и экспериментов с ОТС.

Представлены разработанные предложения по проектному облику МКА с ОТС, решаются проектно-конструкторские задачи, приводятся компоновочные решения двухмодульного тросового МКА.

Разработаны типовые способы развертывания механической ОТС на базе МКА. Описаны особенности проведения математического моделирования этапа развертывания ОТС.

Представлены результаты моделирования динамических операций ОТС на базе разработанного методического обеспечения для проведения исследований развертывания ОТС на базе МКА.

**ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПЕНЕТРАТОРОВ
В РАМКАХ ПЕРСПЕКТИВНОЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ ПРОГРАММЫ
ИЗУЧЕНИЯ ЛУНЫ**

Д.М. Титов, Л.А. Журов

*Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)*

Значительный вклад в изучение космических небесных тел могут внести исследовательские технологии, основанные на использовании пенетраторов – высокоскоростных ударных проникающих зондов, в составе которых может быть размещено целевое научное оборудование с системой датчиков.

Известные конструкции пенетраторов имеют стреловидную форму и состоят из нескольких структурных элементов.

Головная верхняя часть содержит радиопередающее устройство для обеспечения радиообмена информацией, систему накопления данных, камеру, способную выполнить панорамную съемку, а также научное оборудование для изучения поверхности Луны.

Средняя (центральная) часть пенетратора используется для обеспечения проведения исследований верхних слоев грунта. Нижняя часть представляет цилиндр с коническим завершением.

Для рассматриваемых проектов изучения Луны нижняя часть пенетратора предполагается способной проникать на глубину нескольких метров (до 6 метров). Она содержит оборудование, необходимое для исследования более глубоких слоев грунта.

Исследования лунной поверхности с помощью пенетраторов являются весьма перспективными, поскольку позволяют без дорогостоящего бурового оборудования углубляться под верхний слой поверхности Луны. При этом внешняя оболочка пенетратора должна выдерживать значительные нагрузки, не разрушаться и обеспечивать работоспособность размещенного оборудования.

Основная задача использования пенетраторов в исследовательских целях заключается в получении максимально полных объемов полезной информации о составе грунта Луны и структуре ее поверхностных слоев. Для проведения исследований в больших масштабах необходимо решить проблемы, возникающие при увеличении глубины проникания пенетратора. Решение проблемы не может быть найдено путем повышения начальной скорости движения пенетратора, т.к. это приводит к возрастанию действующих перегрузок, появлению остаточных деформаций и к разрушению элементов конструкции.

Для обоснованного определения наиболее эффективных методов и схем проникновения в лунный грунт необходимо решить задачу выбора основных проектных параметров и определения рациональных проектно-

конструкторских решений для пенетраторов рассматриваемых типов, реализующих различные способы образования скважин в грунте. Необходимо также проведение сравнительных оценок эффективности расходования в процессе проникновения в лунный грунт имеющегося у зонда-пенетратора запаса энергии.

Пенетратор с двигательной установкой может значительно превосходить пенетратор инерционного действия, что объясняется как наличием большого запаса потенциальной энергии, так и тем, что более энерговооруженный зонд-пенетратор может относительно большее время двигаться в лунном грунте с меньшей скоростью по сравнению с пенетратором чисто инерционного типа.

Публикация базируется на работе, финансируемой Сколковским институтом науки и технологий (Сколтех) в рамках Skoltech/MIT Initiative.

КОНЦЕПЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ОТЕЧЕСТВЕННЫМИ АСТРОФИЗИЧЕСКИМИ ИНСТРУМЕНТАМИ И КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ПРОБЛЕМЫ АСТЕРОИДНОЙ ОПАСНОСТИ И ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ

БЕЗОПАСНОСТИ РОССИИ

В.Ф. Рухлев¹, В.В. Сычев²

¹ОАО ФГУП ЦНИИТОЧМАШ

²МГТУ им. Н.Э. Баумана

В докладе излагается концепция управления отечественными астрофизическими инструментами и космическими аппаратами для решения проблемы астероидной опасности и экологической безопасности России.

Предлагается высокоточная система управления большим азимутальным телескопом БТА, которая применима для управления основными приборами супертелескопа АСТ-25.

Подготовлена Международная федеральная целевая научно-техническая программа ключевых технологий: «Развитие отечественного телескопостроения на 2016-2026г.г.» и отечественных космических аппаратов для решения астероидно-кометной и экологической безопасности России.

Основной целью программы является создание крупнейшего в России азимутального адаптивного с составным зеркалом диаметром 25 метров оптического телескопа АСТ-25, модернизация систем управления и наблюдательной аппаратуры действующих телескопов: БТА, РАТАН-600, ЦЕЙСС-1000, Квазар, АТТ-600 и создание сети сверхточных телескопов для обеспечения мониторинга опаснейшего астероида МН-4, в том числе применение для наблюдения за астероидом космического телескопа "Миллиметрон" с диаметром зеркала 10 м, а также радиотелескопа РТ-70 (Суфа) разработки АКЦФИАН.

Предлагается метод коррекции орбиты мирным способом астероида МН-4. Метод предусматривает управление в лазерном луче орбитой астероида с помощью силовых энергетических установок, доставляемых перспективными космическими аппаратами на астероид.

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ СЕТЧАТЫХ РЕФЛЕКТОРОВ ЗЕРКАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АНТЕНН

С.В. Резник, П.В. Просунцов, Ю.А. Кисанов, К.В. Михайловский

МГТУ им. Н.Э. Баумана

sreznik@bmstu.ru

Для расширения возможностей систем космической связи, дистанционного зондирования Земли и навигации актуально создание зеркальных антенн с крупногабаритных трансформируемыми сетчатыми рефлекторами. В России опыт создания таких антенн имеют ОАО «ИСС им. М.Ф. Решетнева», ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева и ОАО «ОКБ МЭИ», в США – компании “Harris” и “AstroMesh”. Разработка космических антенн с сетчатыми рефлекторами ведется в Европе, Китае и Японии.

Малая погонная плотность трансформируемых рефлекторов, составляющая у лучших образцов около $0,3 \text{ кг/м}^2$, обусловлена применением радиоотражающих трикотажных сетеполотен из волокон вольфрама, молибдена или никрома диаметром 15-50 мкм. Стабильность заданной формы отражающей поверхности поддерживается с помощью тросовых растяжек, рычагов, стоек, подкосов, электрических приводов. Силовые элементы таких рефлекторов изготавливают в виде прямых или криволинейных стержней из полимерных композиционных материалов, преимущественно из углепластиков.

При создании рефлекторов зеркальных космических антенн наибольшую сложность вызывает необходимость обеспечения высокой стабильности формы и размеров рефлектора при меняющихся в процессе орбитального движения космического аппарата, температурах и температурных перепадах. Допустимые отклонения формы и размеров не должны превышать величины $\Lambda/16$ - $\Lambda/50$, где Λ – длина волны радиоизлучения. Трансформируемый рефлектор должен быть компактно уложен под обтекатель ракеты-носителя, диаметр которого, как правило, не превышает 4 м.

В настоящей работе представлены результаты разработки технических предложений по созданию трансформируемого сетчатого рефлектора с диаметром апертуры до 100 м. Дана характеристика сложной междисциплинарной технической проблемы, связанной с развертыванием и ужесточением многосвязной трансформируемой конструкции значительно

большого диаметра, чем диаметр обтекателя ракеты-носителя. Выбор рациональных вариантов конструктивно-компоновочных схем основан на математическом моделировании температурного и напряженно-деформированного состояния, экспериментах с представительными образцами материалов и элементами натурных конструкций.

Отдельные результаты исследований получены при финансовой поддержке по гранту РФФИ 12-08-00305-а.

Секция 3

**Основоположники аэрокосмического двигателестроения и
проблемы теории и
конструкций двигателей летательных аппаратов**

**К ВОПРОСУ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТОЧНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ФАКЕЛА
ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ РДТТ**

Д.А. Ягодников, А.С. Бурков

МГТУ им. Н.Э. Баумана

abs2186@mail.ru

При отработке вновь создаваемых твердых топлив [ТТ] для ракетных и ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе довольно часто можно получить результаты записи давлений в камере сгорания, свидетельствующие о нестабильности рабочего процесса. Нестабильность может быть обусловлена несколькими причинами, например, локальными изменениями скорости горения ТТ или локальными изменениями соотношения компонентов топлива в зоне горения. Для конкретизации факторов, влияющих на процесс горения, в работе предлагается экспериментально определить изменение температуры продуктов сгорания и сопоставить ее с графиком давления продуктов сгорания [ПС] в камере сгорания [КС]. При совмещении графиков может быть выявлено несколько взаимосвязей, косвенно указывающих на ту или иную причину нестабильности рабочего процесса.

Для измерения температуры ПС твердого топлива на кафедре «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана разработан метод спектрональной видеосъемки, с помощью которой можно определить температурные поля продуктов сгорания РДТТ. Метод заключается в съемке вольфрамового тела накала фотоизмерительной лампы и сопоставлении уровня засветки ПЗС-матрицы видеокамеры от лампы с уровнем засветки от ПС. Для практического использования полученных с использованием результатов необходимо знать погрешность данного метода измерения температуры. Для этого разработана специальная методика, основанная на измерении градуированным каналом измерения температуры объекта с известной температурой. Причем градуировка канала видеорегистрации и контрольное определение яркостной температур - калибровка осуществляется с использованием двух светоизмерительных ламп типа СИ8-300 и СИ10-300 с известными зависимостями яркостной температуры от протекающего через лампу постоянного тока с известной силой тока.

Проводится видеосъемка через интерференционный светофильтр скоростной видеокамерой «Видеоспринт» вольфрамового тела накала калибровочной светоизмерительной лампы СИ10-300 (при прохождении через нее тока определенной силы) и определение его температуры разработанным методом. Далее осуществляется сопоставление измеренной температуры тела накала калибровочной лампы с ее паспортной характеристикой. Приведены значения, позволяющие оценить точность измерения температуры ПС.

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК РАСПЫЛА ЖИДКОГО УГЛЕВОДОРОДНОГО ГОРЮЧЕГО НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ СПВРД

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

МГТУ им Н.Э. Баумана

Проблема создания высокоэффективных камер сгорания (КС) для сверхзвуковых прямооточных воздушно-реактивных двигателей (СПВРД) на жидком углеводородном горючем (ЖУВГ) является актуальной и требует детального исследования. В качестве основного показателя эффективности КС можно выделить полноту сгорания горючего η , которая зависит от многих факторов: места подачи и дисперсности распыла ЖУВГ, равномерности смешения, времени пребывания продуктов сгорания и характеристик потока в газозвудушном тракте двигателя.

Работа посвящена математическому моделированию двухфазного газодинамического течения в КС СПВРД переменного сечения, при подаче ЖУВГ через струйные форсунки, расположенные на внутрикамерных пилонах. Моделирование выполнено с помощью численного решения системы дифференциальных уравнений, включающей уравнения газовой динамики и уравнения движения капель ЖУВГ с учетом процессов их испарения и разрушения в высокоэнтальпийном потоке.

Важным показателем эффективности смешения топливной композиции в КС является интенсивность газификации капель (с учетом их возможного предварительного дробления) определяемая временем полного испарения t_3 и длиной пути $L_{раз}$, пройденного каплей за этот интервал времени. Полученные данные показывают, что с увеличением скорости газового потока время полного испарения капли снижается. Путь, пройденный каплей за время t_3 , имеет максимум в области скоростей газового потока в КС $u=50...100$ м/с. Это вызвано комплексным воздействием процессов дробления и ускорения капель ЖУВГ, которые интенсифицируются с ростом скоро-

сти высокоэнтальпийного потока. При этом в диапазоне $u=50...100$ м/с ускорение капель происходит более интенсивно, чем их разрушение.

В результате моделирования определены зависимости η от времени пребывания продуктов сгорания в КС различной конфигурации и характеристик распыла горючего. Показано, что для эффективного распыла ЖУВГ отношение перепада давления на форсунках к полному давлению в КС должно составлять не менее $\chi=1,2$, а количество форсунок, отнесенное к единице площади – $N=4000...5000$ м⁻². При этом для КС с временем пребывания 5...10 мс может быть получена полнота сгорания $\eta=0,85...0,92$. Полученные данные могут быть использованы при проектировании КС перспективных летательных аппаратов с СПВРД.

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

ОСОБЕННОСТИ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ КОНВЕКТИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ НЕПРОНИЦАЕМОЙ ПЛАСТИНЫ

А.В. Воронцовский, К.Ю. Арефьев, А.А. Гусев
МГТУ им Н.Э. Баумана

andrew_gusman@mail.ru

Современный уровень развития вычислительной техники позволяет проводить численное моделирование процессов внешнего конвективного теплообмена для целого ряда задач сверхзвукового и гиперзвукового обтекания перспективных летательных аппаратов. В значительной степени точность решения для различных конечно-элементных моделей, реализованных в широко распространенных коммерческих пакетах, определяет безразмерный поперечный размер пристеночной ячейки Y^+ . Рекомендации по выбору Y^+ имеют приближенный характер и требуют уточнения, в частности для задачи сверхзвукового обтекания пластины.

Работа посвящена исследованию влияния Y^+ на рассогласование получаемых путем математического моделирования распределений значения коэффициента теплоотдачи по поверхности пластины с эмпирическими данными.

Представленные в работе расчеты выполнены с помощью численного решения системы уравнений неразрывности, сохранения импульса и энергии потока для вязкого теплопроводного идеального газа. Для замыкания системы уравнений использовались различные модели турбулентности.

В работе рассмотрено обтекание непроницаемой пластины при различных давлениях, числах Маха, температурах газовой среды и поверхности. Для

указанных режимов диапазон изменения безразмерного поперечного размера пристеночной ячейки составляет $Y^+ = 0,8...25$.

В результате проведенного исследования определены значения согласования полученных расчетным путем коэффициентов теплоотдачи с эмпирическими зависимостями. Анализ полученных данных позволяет рекомендовать для рассматриваемой задачи модель турбулентности $k-\omega$ SST, обеспечивающую максимальную степень согласования результатов расчетов с экспериментами других авторов. При этом, для увеличения точности определения тепловых потоков, значения безразмерного поперечного размера пристеночной ячейки должны соответствовать диапазону $Y^+ < 4$. Полученные результаты могут быть использованы при создании конечно-элементных моделей для расчета конвективных тепловых потоков на внешней поверхности сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРЕ ОКИСЛИТЕЛЬНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА ЖРД РАЗГОННОГО БЛОКА НА КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА «КИСЛОРОД — КЕРОСИН»

*П.П. Стриженко, Н.И. Быков,
Д.А. Ягодников*, Ю.В. Антонов*, М.А. Стрелец*
РКК Энергия имени акад. С.П. Королева,
МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время одним из актуальных направлений развития ракетного двигателестроения является совершенствование уже существующих двигательных установок (ДУ) путем оптимизации рабочего процесса, протекающего в объемах камеры сгорания и исполнительных элементов ДУ, таких как ТНА, газогенератор, коллектора подачи компонентов и др.

Целью данной работы является расчетное исследование и оптимизация рабочего процесса, протекающего в камере окислительного газогенератора кислород-керосинового ЖРД.

Рассматриваемый газогенератор выполнен по двузонной схеме, в соответствии с которой подача окислителя в камеру осуществляется двумя различными путями, а именно, в осевом направлении через форсуночную головку вместе с горючим, а так же радиально через систему отверстий, перпендикулярных оси газогенератора.

Задача решалась численно с использованием пакетов Ansys CFX и Fluent как в осесимметричной постановке, так и в трехмерных цилиндрических координатах с привлечением диффузионно-кинетической модели горения. Моделировались два режима работы газогенератора: номинальный ($p_k = 17$ МПа, $\alpha = 37$); аварийный (не работает одна из форсунок смесительной

головки). В результате численных исследований рабочего процесса, протекающего в камере, получены поля давления, температуры, концентраций исходных реагентов и продуктов сгорания в выходном и продольном сечениях расчетного объема для двух рассматриваемых режимов работы. Подтверждена возможность выравнивания полей скорости, температуры и концентраций компонентов, составляющих генераторный газ, на имеющейся длине камеры.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ТЕПЛООТДАЧИ В ТРАКТЕ ОХЛАЖДЕНИЯ ЖРД В УНИФИЦИРОВАННЫХ ПЕРЕМЕННЫХ

В.П. Александрёнков, Т.М. Мошик

МГТУ им Н.Э. Баумана

aleks@power.bmstu.ru, pp1834@yandex.ru

В данной работе проведено исследование эффективности интенсификации теплообмена по относительным теплогидравлическим характеристикам различных способов интенсификации в кольцевом канале.

В основу метода оценки заложено допущение о неизменном характере зависимостей теплоотдачи в объектах и эталонном гладком канале (принимаются постоянные значения коэффициентов аппроксимации зависимостей).

На практике обработка результатов различных авторов по интенсификации теплообмена не отвечает этим условиям в полной мере в широком диапазоне изменения режимов течения для различных способов интенсификации теплообмена.

В данной работе предложен альтернативный метод оценки эффективности, с использованием, так называемых эффективных или точнее унифицированных параметров исследования $Nu_{эфф}$ и $Re_{эфф}$, применимые только к задачам форсирования теплообменных аппаратов.

Предлагается использовать данный подход к оценке эффективности различных способов интенсификации теплообмена в кольцевых трактах охлаждения ЖРД.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДИСПЕРСНЫХ ПОТОКОВ В ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ, РАБОТАЮЩИХ В ОСЛОЖНЕННЫХ УСЛОВИЯХ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К НЕФТЕДОБЫВАЮЩЕЙ, ХИМИЧЕСКОЙ ИЛИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

С.Ф. Максимов, Е.Я. Петерс

МГТУ им Н.Э. Баумана

macsimov.s@mail.ru, Petra-physik@mail.ru

Решается задача разработки усовершенствованного метода и средств оперативного исследования параметров многофазных потоков в виде смеси жидкостей, газов с механическими примесями в условиях ограниченных объемов и геометрии в процессе их функционирования в режиме реального времени.

Приводится анализ литературных данных по разработке аналогичных систем на базе пробоотборных устройств, используемых в нефтегазовой отрасли. Рассматривается физическая и математическая модели электрофизических характеристик дисперсных смесей (пластовая вода-нефть) в составе движущегося скважинного потока. По результатам теоретических расчетов и экспериментов получена обобщенная зависимость удельного сопротивления воло-нефтяной смеси для нефтей различной номенклатуры и состава в широком диапазоне содержания солей в подтоварной воде и нефти, а также температуры и давления.

Указанная зависимость была положена в основу разрабатываемой системы непрерывного контроля дисперсного состава скважинного флюида на забое и устье нефтяных скважин эксплуатирующих одновременно несколько объектов.

Она так же использовалась в составе разработанной авторами забойной установки регулирования обводненности нефтяных скважин (ЗУРОС), успешно прошедшей предварительные испытания на промыслах в Самарском регионе.

ЯДЕРНЫЙ РЕАКТОР С МЕЖКАНАЛЬНЫМ ТЕЧЕНИЕМ ТЕПЛОНОСИТЕЛЯ СКВОЗЬ ШАРОВЫЕ ТЕПЛОВЫДЕЛЯЮЩИЕ ЭЛЕМЕНТЫ

Ф.В. Пелевин, А.В. Пономарев

МГТУ им. Н.Э. Баумана

pelfv@rambler.ru

Ядерным ракетным двигателям (ЯРД) в России и в США с середины 50-х годов 20-го века уделяется большое внимание из-за их высокого удельного импульса тяги. 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, например, для пилотируемой экспедиции к планете Марс. Для этого необходимо создать на базе ЯРД ядерную энергодвигательную установку.

Исследование особенностей организации процесса нагрева рабочего тела в трактах охлаждения элементов конструкции ЯЭДУ представляет собой актуальную и новую область в науке и технике.

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

Межканальную транспирацию теплоносителя сквозь пористую среду можно использовать как в ядерном реакторе ЯЭДУ, так и в системе охлаждения сверхзвукового сопла.

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ РЕГУЛИРОВАНИЯ РАСХОДА ГАЗОГЕНЕРАТОРА ИНЖЕКЦИЕЙ НИЗКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ

Е.А. Андреев, С.А. Завьялов

МГТУ им Н.Э. Баумана

aea-704@mail.ru

В настоящее время актуальной и востребованной является задача разработки регуляторов расхода газогенераторного газа для ракетно-прямоточных двигателей на твёрдом топливе. В настоящее время наиболее исследованным и отработанным способом является изменение площади проходного сечения канала между газогенератором и камерой дожигания. При этом регулятор расхода топлива работает в очень жестких условиях (высокие температуры, двухфазность потока, большое время работы). Этим объясняется неудовлетворительная надежность существующих механических регуляторов. В работе рассматривается возможность использования вдува продуктов сгорания низкотемпературного безметалльного твердого топлива в камеру сгорания основного маршевого газогенератора для регулирования давления в нем, и, соответственно, расхода. Несмотря на усложнение схемы двигателя, существуют несомненные положительные моменты, такие как

простота и надежность соплового блока газогенератора, отсутствие противонаправленных забросов расхода при регулировании, возможность влиять на процесс в маршевом газогенераторе соответствующим подбором рецептуры топлива управляющего газогенератора. В работе рассчитаны расходные характеристики основного газогенератора при различных рецептурах маршевого заряда.

РЕГУЛИРОВАНИЕ РАСХОДА ПРОДУКТОВ ГАЗОГЕНЕРАЦИИ В КОМБИНИРОВАННЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВКАХ

Е.А. Андреев, И.Н. Копытин

МГТУ им Н.Э. Баумана

aea-704@mail.ru

Одним из перспективных типов двигательных установок летательных аппаратов с внутриатмосферной областью эксплуатации являются двигательные установки на базе ракетно-прямоточных двигателей.

Изменение площади проходного сечения канала между газогенератором и камерой дожигания – один из самых простых и действенных способов регулирования РПД. Таким способом можно получить требуемое давление в газогенераторе и, соответственно, секундный массовый расход, время работы двигателя. Регулятор расхода топлива работает в очень жестких условиях, поэтому основным критерием оценки данного узла конструкции является его работоспособность и надёжность. В тоже время, нельзя не учитывать то, что конструкция регулятора имеет ключевое влияние на процессы, происходящие в камере дожигания, и, как следствие, на обеспечение полноты дожигания продуктов газогенерации. С этих позиций в данной работе проведено сравнение трех различных конструктивных схем регуляторов расхода: с подвижной заслонкой, с поворотной заслонкой и лепесткового типа и проанализированы их основные преимущества и недостатки при работе в системе двигателя.

ПРОГРАММА ВТОРИЧНОЙ ОБРАБОТКИ РЕЗУЛЬТАТОВ ОГНЕВЫХ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ РДМТ

Д.Ю. Кудрин, Д.А. Ягодников, Ю.В. Антонов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Процесс огневых стендовых испытаний (ОСИ) ракетного двигателя связан со сбором и обработкой значительного количества информации, в числе которой данные о расходах компонентов, давлении в камере сгорания, тяге, температуре охладителя и др. Учитывая специфику испытаний двигателей отдельных типоразмеров, часто требуется экспресс анализ полученных ре-

зультатов с целью возможности принятия решения о продолжении испытания, либо о корректировке режимных параметров пуска. Лишь некоторые из представленных на рынке программного обеспечения продуктов допускают возможность выполнения полноценной процедуры экспресс анализа.

В связи с описанными выше обстоятельствами целью настоящей работы является написание программы вторичной обработки результатов ОСИ ракетного двигателя малой тяги (РДМТ) на газообразных компонентах топлива.

Рассматриваемый в работе комплекс реализован в среде Delphi XE3. Чтение первичных результатов эксперимента (данные о давлениях подачи) осуществляется из текстового файла, генерируемого программой сбора и обработки информации. Данные, считанные из документа, хранятся в едином массиве. Связь с процедурой расчета параметров термодинамического и фазового равновесия также осуществляется через текстовый файл.

Реализованный пакет вычисляет массовые расходы газообразных компонентов топлива (по зонам), их соотношение, коэффициент избытка окислителя, площади дроссельных шайб и критического сечения, экспериментальное и теоретическое значения расходного комплекса, а так же коэффициент ϕ_{β} .

ФОРСИРОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ 14Д21 РАКЕТЫ «СОЮЗ-2»

В.В. Семенов (МАИ) Semenov@mai.ru

В.К. Чванов (НПО Энергомаш) energo@online.ru

И.Э. Иванов (МГУ) ivanovmai@gmail.com

В.В. Фёдоров (НПО Энергомаш) energo@online.ru

Работа посвящена актуальной проблеме увеличения массы полезного груза, доставляемого на околоземную орбиту ракетой - носителем «Союз-2». Этого можно добиться посредством форсирования по давлению четырёхкамерного двигателя 14Д21 центрального блока ракеты «Союз-2».

Двигатель 14Д21 с тягой в пустоте $P_n = 87$ тс, работающий при давлении в камерах сгорания $p_k = 55,5$ кг/см², установлен на 2-ой ступени ракеты, при этом начинает работать "с земли" – одновременно с двигателями 1-ой ступени. Таким образом, он как двигатель 1-ой ступени работает с перерасширением потока газа в соплах (с потерями тяги), а как двигатель 2-ой ступени – с недорасширением потока, т.е. с "недобором" тяги.

В работе предлагается повысить давление в камерах сгорания двигателя 14Д21 на 10 %, т.е. давление поднять до 60 атм. (до допустимого по конструкции), при этом для снижения потерь тяги из-за недорасширения газа при работе двигателя на высоте сопла камер снабдить общим круглым насадком.

При установке общего насадка к реактивным соплам двигателя на стыке сопло – насадок образуется естественный излом контуров, что приводит при

работе двигателя в плотных слоях атмосферы к принудительному, раннему отрыву потока газа от срезов сопел. Благодаря отрыву в соплах уменьшается перерасширение потока (насадок как бы отсутствует), и они работают близко к расчётному режиму. При работе двигателя в верхних слоях атмосферы (снижении внешнего давления) скачок уплотнения со срезов сопел переходит на кромку насадка (насадок начинает функционировать) и сопло становится высотным.

В работе приводятся результаты расчетов тяговых характеристик двигателя 14Д21, снабженного общим насадком, по всей высоте траектории полета ракеты. Прирост тяги на земле за счет форсирования составил $\Delta P \approx 12\%$, а на высоте только за счет общего круглого насадка – $\Delta P \approx 2\%$ (в сумме $\Sigma P \approx 14\%$).

ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ РД-193

В.И. Семенов, В.А. Огнев

ОАО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко»

vssudakov@gmail.com

Двигатель РД-193 - однокамерный кислородно-керосиновый ЖРД, выполненный по замкнутой схеме с дожиганием окислительного газа после турбины. РД-193 спроектирован по техническому заданию РКЦ «Прогресс» в качестве маршевого двигателя первой ступени легкой РН «Союз 2.1в». Прототипом послужил двигатель РД-191. Главное отличие от прототипа - отсутствие узла качания.

Есть идея использовать двигатель РД-193 в качестве навесного стартового ускорителя, что может обеспечить достаточно быстрое (в течение ~5 лет) создание мощной ракеты грузоподъемностью до 50 т. Прототипом центрального блока может стать находящаяся в эксплуатации РН «Зенит» с маршевым двигателем РД-171М на первой ступени.

Двигатель РД-193 спроектирован на базе предыдущих разработок, начиная с двигателя РД-170, который сертифицирован на 10 полетов и, таким образом, в перспективе становится возможным использование модификаций РД-193 в составе ускорителей МРКС.

В случае использования двигателя в качестве маршевого (при отсутствии рулевого), вместо рамы в РД-193 на тот же стыковочный фланец может быть установлен шарнирный узел, закрепленный противоположной стороной к ракете, что делает возможным управление по тангажу и рысканью, а управление по крену осуществляется небольшими соплами, питаемыми газом, отбираемым после турбины.

Секция 4**Космическая энергетика и космические электроракетные двигательные системы – актуальные проблемы создания и обеспечения качества, высокие технологии****ПАМЯТИ ПРОФЕССОРА Л.А. ЛАТЫШЕВА***М.К. Марахтанов**МГТУ им. Н.Э. Баумана*

Имя Леонида Алексеевича Латышева (1926–2013) тесно связано с Московским авиационным институтом. Вспоминая об этом замечательном человеке, непременно вспомнишь 208-ю кафедру МАИ, на которой прошли самые плодотворные годы его творческой деятельности.

Леонид Васильевич поступил в МАИ в 1943г. и окончил его в 1948г., работая «по совместительству» шофером в институтском гараже. Шла война, и хотя из оборонных институтов на фронт не брали, но каждый студент вносил трудовую лепту в ожидаемую победу. Окончив МАИ, Леонид Васильевич избрал себе карьеру ученого и вузовского преподавателя. Он стал научным сотрудником и поступил в аспирантуру МАИ. В то время круг интересов молодого специалиста охватывал теорию и практику ЖРД и, в частности, вопросы кипения топлива в баках ракеты. Его кандидатская диссертация (1955г.) была посвящена топливам в ЖРД. Работая одновременно в приборном отделе, Леонид Алексеевич изобрел, сконструировал и довел до производства индикатор давления для двигателя внутреннего сгорания. Экспериментально-опытные мастерские МАИ ещё долгое время производили малыми партиями эти индикаторы.

Когда в МАИ в 1962 г. была образована 208-я кафедра («Электроракетные двигатели»), Леонид Васильевич перешел на неё работать и оставался верен её плазменным делам до конца своих дней. В 1970 году он защитил докторскую диссертацию уже по плазменной тематике, став первым доктором по ЭРД на кафедре 208. Вскоре он получил звание профессора, а затем и заслуженного деятеля науки и техники.

Леонид Васильевич прекрасно чувствовал физику плазмы, чувствовал суть этого сложного вещества и, что главное, умел успешно воплощать её в конструкцию электроракетного двигателя. Ему были близки электротехнические процессы и схемы источников энергопитания ЭРД. Он любил точные формулировки, любил докопаться до сути дела, чтобы всё явление было видно, как на ладони. Ионные двигатели стали началом его карьеры в ЭРД, и

авторитет Л.В. Латышева в этой области был непререкаемым среди специалистов.

Леонид Васильевич был общительным человеком, притягательный характер которого собирал вокруг него инженеров со всей страны на знаменитые семинары по ЭРД. Так и привыкли называть их «семинарами Латышева». И не мудрено. Ведь такими профессорами вправе гордиться русская инженерная школа.

ОБ УЧАСТИИ В РАБОТЕ АКАДЕМИЧЕСКИХ ЧТЕНИЙ ПО КОСМОНАВТИКЕ ПРОФЕССОРОВ Л.А. КВАСНИКОВА И Л.А. ЛАТЫШЕВА

А.П. Белоусов

***Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)***

В 2013 году ушли из жизни двое очень эрудированных человека, два профессора, доктора технических наук Леонид Александрович Квасников и Леонид Алексеевич Латышев. Вся их научная работа протекала в стенах факультета двигателей Московского авиационного института (МАИ) и была связана с актуальными проблемами авиации и космонавтики.

На протяжении многих десятилетий Л.А. Квасников был научным руководителем исследований в области космической энергетики на кафедре 208 МАИ, а Л.А. Латышев возглавлял до последних дней своей жизни на той же кафедре научное направление, связанное с разработкой некоторых типов электроракетных двигателей.

Под руководством Л.А. Латышева более 50 лет работал научный семинар, на котором регулярно выступали с интересными сообщениями о проведенных научных исследованиях сотрудники многих организаций – научно-исследовательских институтов, опытно-конструкторских бюро и высших учебных заведений. Нередко темы докладов участников семинара являлись составной частью их квалификационных работ.

Многие из участников упомянутого выше научного семинара после выделения в 1983 г. в отдельное тематическое направление сегодняшней секции № 4 Чтений стали активно участвовать в работе Чтений, не менее трети всех заседаний секции №4 были посвящены обсуждению докладов представителей научных коллективов, возглавляемых Л.А. Квасниковым и Л.А. Латышевым.

Л.А. Латышев, будучи ветераном ракетно-космической отрасли, неоднократно лично делился с участниками Чтений не только научными идеями, но и воспоминаниями о вкладе в космические исследования многих видных ученых – пионеров освоения космического пространства.

В 1991 году на пленарном заседании ХУ Чтений Л.А. Латышев выступил с докладом «Глобальная космическая термоядерная энергетика и возможность ее создания», а в 1995 г. на пленарном заседании Х1Х Чтений Л.А. Квасников в соавторстве с академиком

Н.Н. Пономаревым-Степным выступил на тему «Д.Д. Севрук и создание ракетных и космических двигательных установок».

Многие научные проблемы, связанные с разработкой электроракетных двигателей и энергетических установок, которым посвятили свою деятельность Л.А. Квасников и Л.А. Латышев, актуальны в настоящее время и решаются следующими поколениями исследователей.

**ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ИЗМЕРЕНИЙ – ОПРЕДЕЛЯЮЩИЙ ФАКТОР
РАЗВИТИЯ БОРТОВЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК ОРБИТАЛЬНЫХ
КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ**

М.И. Киселёв, А.С. Комшин

МГТУ им. Н.Э. Баумана

komshi_as@mail.ru

Развитие промышленности, науки и техники во все времена взаимно стимулировалось ростом экономической эффективности, физической необходимости, народнохозяйственной значимостью. С одной стороны в XX веке получили свое развитие четвертый и пятый технологические уклады. Для нашей страны вторая половина века характеризовалась периодом промышленного подъема. Начало XXI ознаменовало переход из пятого в шестой технологической уклад. 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. Своеобразие 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 неопределенностей координат и импульсов, аналогичное соотношение для неопределенностей 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 сопровождение 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.

Точность, быстродействие и полнота получаемых характеристик функционирования энергетических систем в сочетании с математическими моделями обеспечивают как контроль развития аварийных ситуаций, так и контроль остаточного ресурса.

В ближайшие годы необходимо решение целого ряда фундаментальных теоретических и прикладных задач для обеспечения существенного прорыва в развитии и освоении ближнего космоса, таких как: разработка суперсовременных систем дистанционного зондирования Земли; разработка сверхскоростных систем передачи широкополосной информации; управление космическими аппаратами на дальних орбитах при реализации лунной программы и обеспечении пилотируемого полета на Марс и т.п.

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.

НАЗЕМНЫЕ И ЛЁТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ КОРРЕКТИРУЮЩИХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ТИПА «КАНОПУС-В»

И.А. Медведков, В.П. Ходненко, А.В. Хромов

ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ»

Корректирующие двигательные установки (КДУ) малых космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли типа «Канопус-В» созданы на базе стационарных плазменных двигателей СПД-50 (разработчик ОКБ «Факел», г. Калининград) и предназначены для коррекции ошибок выведения, разведения КА по фазе и поддержания параметров орбиты в течение срока активного существования КА.

На предприятии-разработчике КА (ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ») был проведён входной контроль КДУ, установка их блоков на борт КА, а также:

1. Автономные и стыковочные испытания КДУ, состоящие из:

- проверки прочности и герметичности межблочные трубопроводы высокого и низкого давления, которые наддувались гелием и производился поиск дефектов с помощью масс-спектрометрического течеискателя по методу «щупа»;

- проверки правильности сборки электрической схемы установки при питании и управлении от контрольно-проверочной аппаратуры (КПА) КДУ.

При стыковочных испытаниях питание и управление КДУ производилось от бортовых систем КА, а команды выдавались оператором испытательного вычислительного комплекса (ИВК) КА.

При всех видах испытаний двигателя СПД-50 были обесточены, вместо них подключались имитаторы.

2. Комплексные испытания КДУ, которые позволили проверить и подтвердить правильность исполнения бортовым комплексом управления КА алгоритма управления КДУ. В ходе испытаний с помощью ИВК запускалось исполнение в бортовой вычислительной системе (БВС) циклограмм управления КДУ.

При испытаниях обрабатывались:

- штатное функционирование двигательной установки на любом сочетании полуккомплектов;

- реакции вычислительной машины на нештатные ситуации КДУ. Последние имитировал оператор КПА КДУ, управляющий имитаторами двигателей СПД-50 по сигналам с выносного пульта оператора.

3. Термовакuumные испытания КДУ в составе КА. Испытания проводились в термовакuumной камере, имитировалась штатная работа КДУ в течение сорока минут на освещенной части витка в течение четырех витков подряд. Надо отметить, что при лётных испытаниях был отмечен нагрев аккумуляторной батареи КА при разряде большими токами в ходе работы КДУ на теневом участке витка, который мог бы быть выявлен в ходе ТВИ при более удачной испытательной циклограмме.

4. Испытания на электромагнитную совместимость в составе КА. Испытания проводились в безэховой камере, двигатели и модули газораспределения КДУ в испытаниях не участвовали.

В апреле 2012 г. после завершения наземной экспериментальной отработки КА «Канопус-В» №1 и однотипный Белорусский КА были доставлены на космодром Байконур. В ходе подготовки КДУ к запуску проводились следующие виды работ:

1. Проверка герметичности трубопроводов. При проверке была выявлена течь по штуцерно-стяжному соединению из-за применения прокладки из нештатного материала. После установки штатной прокладки течь была устранена.

2. Заправка КДУ ксеноном, отбор проб рабочего тела из заправленного бака КДУ на анализ, консервация внутренних полостей КДУ ксеноном, которые производились с помощью системы заправки ксеноном СЗК-001 разработки КБ «Арматура» - филиала ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. Заправка осуществлялась перепуском газа из транспортного баллона до выравнивания давления с дальнейшей принудительной перекачкой ксенона с помощью компрессора с пневмоприводом. Способ отсечки дозы – весовой.

3. Повторение комплексных испытаний КДУ. При испытаниях из-за ошибки оператора КПА был задан нештатный режим работы системы питания и управления КДУ, что привело к отказу модуля питания накала катода системы, и потребовало ремонта модуля на заводе-изготовителе.

22 июля 2012 г. космические аппараты «Канопус-В» №1 и Белорусский КА были запущены на круговую солнечно-синхронную орбиту высотой ~510 км.

Лётные испытания КДУ проводились в октябре 2012 г. в следующей последовательности:

1. Заряд входного фильтра системы питания и управления, подрыв отсечных пироклапанов, проверка давления рабочего тела в блоке хранения ксенона.

2. Проведение тестовых включений двигателей продолжительностью по 5 минут на освещенном участке витка орбиты перед сеансом связи с КА.

В ходе включений было установлено, что двигатель СПД-50 запускается по команде на открытие клапанов модуля газораспределения, а не по команде на включение генератора импульсов поджига. Данное явление распознавалось бортовой вычислительной системой как нештатная ситуация, требующая парирующих действий, которые переводили систему питания и управления КДУ в нерасчетный режим. Был уточнен алгоритм работы БВС (заблокированы парирующие действия), дальнейшая работа с КДУ подтвердила правильность такого решения.

3. Включения двигателей с работой по штатным циклограммам, которые были проведены без замечаний.

С января 2013 года по настоящее время корректирующие двигательные установки КА «Канопус-В» №1 и Белорусского КА применяются для коррекций поддержания фазового угла между КА в плоскости орбиты (который должен быть близок к 180°) и компенсации атмосферного торможения. В ходе коррекций каждые сутки полёта КА производится от 2 до 4 включений двигателя продолжительностью по 40 минут каждое.

Успешное функционирование КДУ в условиях орбитального полёта подтвердило правильность подхода к наземным испытаниям, заправке и лётным испытаниям корректирующих двигательных установок КА типа «Канопус-В».

**КОРРЕКТИРУЮЩАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ МАЛОГО
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ ЗЕМЛИ
«ЗВЕЗДА»**

***В.П. Ходненко, А.Н. Запорожцев, А.В. Хромов, И.А. Медведков
ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ»***

Произведен анализ и выбор корректирующей двигательной установки (КДУ) для малого космического аппарата (МКА), позволяющая, в течение всего срока активного существования (САС), обеспечивать коррекцию орбиты.

К малому космическому аппарату предъявлялись следующие требования:

- тип орбиты – близкая к круговой, солнечно-синхронная;
- номинальная высота орбиты – 500 км;
- высота орбиты должна быть стабилизированной;
- гарантированный срок активного существования МКА должен составлять не менее 5 лет;
- масса МКА – 200 кг;
- площадь миделя МКА – 1 м^2 ;
- напряжение бортовой сети МКА – 24...34 В.

Задачи, решаемые КДУ: коррекция ошибок выведения, поддержание рабочей орбиты в течение всего САС, разведение аппаратов в группе по фазе и разведение группы аппаратов по фазе. К КДУ предъявляются следующие требования:

- наличие опыта лётной эксплуатации или завершенной наземной экспериментальной отработки;
- приемлемый для МКА уровень тяг;
- энергопотребление КДУ - не более 300 Вт;
- масса КДУ – не более 30 кг.

При выборе типа КДУ решено ограничиться определенными требованиями к характеристикам двигателя, а именно:

- суммарный импульс тяги не более 2 т·с;
- тяга двигателя от 5 мН до 1 Н;
- работа на однокомпонентном топливе.

Заданные требования и характеристики позволили сформировать узкий круг типов КДУ для МКА. Выбор предстояло сделать из следующих двигательных установок (ДУ):

- ДУ на холодном газе;
- ДУ с электронагревными двигателями (ЭНД);
- ДУ с термokatалитическими двигателями (ТКД);
- ДУ со стационарными плазменными двигателями (СПД).

В результате анализа были получены данные, которые представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Сравнительные характеристики различных типов КДУ.

Параметры	КДУ			
	КДУ на аммиаке ПО «Полёт»	Гидразиновая КДУ с ТКД разработки ОКБ «Факел»	Гидразиновая КДУ с БХК НИИМаш	КДУ на ксеноне с СПД-50 разработки ОКБ «Факел»
Суммарный импульс тяги, кНс	20	20	16,5	20
Удельный импульс, с	230	210	210	800
Величина тяги, мН	30	100...1000	100...1000	14
Потребляемая мощность, Вт	97	50	50	300
Масса рабочего тела, кг	8,7	8,52	7,85	2,5
Полная масса, кг	30	25	13,4	22

В результате, исходя из требований, предъявляемых к КДУ, выбор остановили на гидразиновой КДУ с термokatалитическими двигателями разработки ОКБ «Факел», тип двигателя К50-10.5.

РАБОЧИЙ ЦИКЛ ТУРБОГЕНЕРАТОРНОЙ СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ БОЛЬШОЙ МОЩНОСТИ ДЛЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ТРАНСПОРТНО-ЗАПРАВОЧНОЙ СТАНЦИИ

Н.Е. Третьяков

МГУ им. М. В. Ломоносова

N.E.Tretyakov@yandex.ru

В докладе рассматривается штатный рабочий цикл турбогенераторной солнечной электростанции (ТСЭС) большой мощности (более 2000 кВт) для орбитальной транспортно-заправочной станции (ОТЗС; см. в журнале "Альтернативный киловатт" №13 (15) 2012 статьи Г. А. Щеглова и Н. Е. Третьякова). Он состоит из двух частей, т. к. ОТЗС движется по низкой околоземной орбите (НОЗО) и периодически попадает в тень Земли. Каждая часть (и светлая, и тёмная) длится примерно 40 мин. (эта длительность изменяется в за-

висимости от высоты орбиты ОТЗС, которая периодически изменяется со временем в пределах 400-500 км). При движении ОТЗС по освещённой части НОЗО ТЭС запасает энергию в количестве, достаточном для функционирования ОТЗС (в т. ч. - и ТЭС без изменения режима её турбогенераторов) в тени Земли (на самом деле - на гораздо большее время из соображения безопасности: необходимо иметь возможность произвести даже сложный ремонт, требующий много времени, без получения энергии извне!). Запасы - трёх видов: электроэнергия в электроаккумуляторах (ЭА); тепловая энергия в аккумуляторах тепла (АТ), представляющих собой баки с непроточной водой, нагреваемой смонтированными в них теплообменниками-нагревателями, по которым циркулирует водяной пар, производимый и нагреваемый 4-мя одиночными концентраторами, расположенными между сборками энергоблоков [крестообразно расположенные 4 сборки по 4 энергоблока в каждой, в каждом энергоблоке - по 2 бака одинаковых размеров со схожей "начинкой", через них последовательно проходит трубопровод с водой из конденсатора пара (КП), нагреваемой их теплом], и энергия пара (тепло и давление) в аккумуляторах пара (АП). На АТ возлагается двойная задача: 1) при движении на свету - подогревать воду, подаваемую из КП в коллектор №1, 2) при движении в тени - поддерживать во всех трубах, узлах и агрегатах энергоблока температуру значительно выше нуля во избежание замерзания в них воды. АТ сконструированы так, что к окончанию движения по освещённому участку НОЗО температура воды в 1 АТ (ближайшем к КП) достигает 50 °С, а во 2 АТ - 100 °С. АП сконструированы так, что штатное входное давление пара в них - 40 ата [создаётся питательным насосом (ПН), подающим воду из КП в коллектор №1 приёмника излучений концентратора (каждый приёмник излучения концентраторов в энергоблоках сборок состоит из трёх трубок-коллекторов, а в концентраторах между сборками - из четырёх)], а выходное (рабочее давление для винтовой турбины энергоагрегата №1 энергоблока) - 20 ата.

При вступлении ОТЗС в тень автоматически закрываются теплоизоляционные заслонки на приёмниках излучения всех концентраторов (и в сборках энергоблоков, и между ними) для максимального уменьшения потерь тепла в них. При снижении температуры приёмников излучения любого концентратора на величину, превышающую погрешность терморегулятора, происходит следующее. Если это - концентратор энергоблока сборки, в энергоблоке закрывается кран перед АП, включается насос, перегоняющий конденсат из КП в РБ, и открывается кран между КП и РБ; затем закрывается кран между КП и 1 АТ, открывается кран в байпасной магистрали, шунтирующей ПН для предотвращения вредного воздействия воды под давлением 40 ата на ПН после его выключения, закрывается кран перед коллектором №1, выключается ПН и после его полной остановки закрывается кран в его байпасной ма-

гистралаи. Если же это - концентратор между сборками, то в его контуре [состоящем из трубы-коллектора приёмника излучения, теплообменника-нагревателя в АТ, циркуляционного насоса (ЦН) и соединяющих их труб] выключается ЦН (там давление небольшое - байпасы не нужны). Т. о., работа всех энергоагрегатов каждого энергоблока продолжается (без снижения мощности!) за счёт запаса пара в его АП со сбросом воды из КП в РБ, а в контурах нагревателей АТ происходит естественная циркуляция теплоносителя, осуществляющего теплообмен между коллекторами приёмников излучения и нагревателями АТ за счёт большого перепада температур между ними. Конструкция АП такова, что при его изоляции от источника пара давление в нём понижается очень медленно, а на выходе остаётся неизменным - рабочим, что и позволяет сохранять постоянным режим работы всех турбин до выхода ОТЗС на свет.

При выходе ОТЗС на свет автоматически (по сигналу фотоэлементов) открываются теплоизоляционные заслонки на приёмниках излучения всех концентраторов (и в сборках энергоблоков, и между ними), в каждом энергоблоке открывается кран в байпасной магистрали ПН и включается ПН, затем открывается кран между КП и 1 АТ, открывается кран перед коллектором №1, закрывается кран в байпасной магистрали ПН, открывается кран перед АП, выключается насос, перегоняющий конденсат из КП в РБ, и после возврата в КП всей закаченной в РБ воды закрывается кран между КП и РБ. А в контурах нагревателей воды в АТ включаются ЦН.

РЕЛАКСАЦИЯ ЭЛЕКТРОНОВ ЭМИССИИ В ПРИКАТОДНОМ СЛОЕ ПЛАЗМЫ

И.П. Назаренко

*Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)*

Процессы на электродах, в частности на катоде, во многом определяют ресурс работы плазменных устройств высокого давления. В работе рассматривается прикатодный слой плазмы в дуговом разряде, горящем на вольфрамовом термоэмиссионном катоде при атмосферном давлении. Для определения характеристик прикатодного слоя плазмы и релаксации электронов эмиссии используется двухслойная модель прикатодной области разряда. Эта модель предполагает, что вблизи поверхности катода существует тонкий бесстолкновительный слой, в котором сосредоточен объемный положительный заряд и основная часть катодного падения потенциала. Между бесстолкновительным слоем и плазмой разряда расположен протяженный столкновительный слой, в котором формируется ионный ток, направленный к поверхности катода.

Предполагается, что на границе первого и второго слоев существуют поток электронов эмиссии, ускоренный в бесстолкновительном слое и направленный от поверхности катода, и потоки ионов и быстрых электронов столкновительного слоя, способных преодолеть скачок потенциала в первом слое, которые направлены к поверхности катода.

Электроны эмиссии, ускоренные в бесстолкновительном слое являются основными источниками энергии в столкновительном слое. Эти электроны при взаимодействии с атомами, электронами и ионами прикатодной плазмы передают им свою энергию и импульс. При этом уменьшается плотность тока электронов эмиссии и увеличивается доля плазменных электронов в переносе тока в столкновительном слое.

Характеристики области релаксации электронов эмиссии определялись на основе решения системы дифференциальных уравнений сохранения энергии и количества движения и уравнения неразрывности для компонент плазмы, записанных в одномерном приближении. Показано, что толщина области релаксации электронов эмиссии в несколько раз меньше толщины столкновительного слоя в прикатодной области разряда.

ТРАНСПОРТНЫЕ ВЕТРОДВИГАТЕЛИ ДЛЯ ПЛАНЕТОХОДОВ И НАЗЕМНЫХ УСТРОЙСТВ

Г.П. Лысенко

***Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)***

Расчеты показывают, что для планет с атмосферой, таких, как Марс и Венера в качестве энергоустановок для планетоходов могут быть использованы ветродвигатели. Мощность ветродвигателя пропорциональна плотности потока в первой степени и скорости потока в кубе. Поэтому, не смотря на то, что плотность атмосферы Марса составляет одну сотую от плотности атмосферы Земли, скорость ветра на Марсе может достигать 40-100 м/с. Но даже и при более низких значениях скорости ветра, мощность марсианской ветроустановки сравнима с мощностью использованных на сегодняшний день солнечных батарей и термоэлектрических генераторов.

На Венере скорость ветра составляет 1-2 м/с, но плотность атмосферы в 56 раз выше, чем на Земле. Это также позволяет использовать ветродвигатель в качестве источника энергии.

При использовании ветродвигателей для планетоходов важно знать, может ли планетоход двигаться против ветра. Для ответа на этот вопрос разработана математическая модель работы транспортного ветродвигателя для приведения в движение различных устройств, в том числе и против потока. На основе этой модели рассчитаны геометрические характеристики ветро-

двигателя для Марса диаметром 2 м. Мощность в этом случае составляет 9.6 Вт при скорости марсианского ветра 10 м/с. Ветродвигатель для Венеры диаметром 1 м при скорости потока 1м/с, позволяет получить мощность 11,45 Вт.

В настоящее время, в связи с ростом населения Земли и массовым использованием двигателей внутреннего сгорания (ДВС) сильно возросла нагрузка на экосистему планеты. К сожалению, только специалистам известно, что на каждый литр бензина, сгоревшего в ДВС, уничтожается 2,65 кг кислорода, что соответствует уничтожению 13 кубометров воздуха при нормальных условиях. Кроме этого, выделяется 2,3 кг углекислого газа, что при удвоенной концентрации, по сравнению с нормальным воздухом, составляет 250 кубометров того, чем все мы дышим. В автомобиле это происходит примерно за 5 минут.

В связи с этим, особенно важной является любая возможность использования возобновляемых источников энергии, и, в частности, энергии ветра. Примером такого использования является прогулочный катамаран с ветродвигателем, рассчитанный на основании математической модели и испытанной на Рыбинском водохранилище. Результаты испытаний иллюстрируются фильмом, демонстрирующим движение катамарана против ветра со средней скоростью 0,17 от скорости ветра.

ПУСКОВЫЕ ПАРАМЕТРЫ ЛИТИЙ-ИОННЫХ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ И АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

В.М. Алашкин, Б.И. Туманов, В.Г. Удальцов

Открытое акционерное общество «Научно-производственный комплекс «Альтернативная энергетика» – ОАО «НПК «АльтЭн»

Литий-ионные (ЛИ) аккумуляторные батареи (АБ) по энергетическим показателям условно можно разделить на батареи высокой энергии и высокой мощности.

Первые имеют удельную энергию порядка 150÷180 Вт·ч/кг при токе разряда 1С и менее, вторые 70÷100 Вт ч/кг при токе разряда 10С и более (С – номинальная ёмкость аккумулятора).

Объектом проведённых исследований являлся макетный образец ЛИ АБ 7Liion-45 высокой мощности с номинальной ёмкостью 45 А·ч и номинальным напряжением 28 В, предназначенной для космической и авиационной техники. ЛИ АБ снабжена электронной системой управления режимами заряда и разряда.

Для практического использования АБ большое значение имеет её способность к запуску авиадвигателя в широком диапазоне температур эксплуа-

тации воздушного судна (ВС). В общем случае батарея должна обеспечивать от 3 до 5 режимов запуска двигателя.

Любой химический источник тока (ХИТ) имеет оптимальные значения электрических характеристик при положительных температурах окружающей среды, поэтому в данной работе особое внимание уделялось обеспечению минимального времени подготовки к штатному использованию при отрицательных температурах (до $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$). В качестве критерия работоспособности ЛИ АБ выбран режим запуска авиадвигателя, при котором в течение 45 с ток нагрузки изменяется в диапазоне $700 \div 100\text{ А}$. Для испытаний принято значение тока 110 А исходя из средней нагрузки при работе приёмников 1-й категории ряда ВС.

Из анализа полученных экспериментальных данных следует, что при температурах вплоть до $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ отдача ёмкости аккумуляторной батареи практически не зависит от температуры. Разрядные характеристики при разных температурах отличаются только на начальном участке. При этом напряжение не выходит за величину предельно допустимого минимального значения 20 В.

Имитация режима запуска по стандартной нагрузочной характеристике при $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ показала, что ЛИ АБ обеспечивает не менее 5 запусков двигателя. Ещё более важные результаты получены при исследовании ЛИ АБ в стартовых режимах при пониженных температурах. До температуры $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ обеспечивается надёжный запуск двигателя, а напряжение не выходит за допустимые пределы. При $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ на первых секундах 1-го включения наблюдается провал напряжения ниже допустимых 12 В и заметно снижается ёмкость. Однако уже при втором включении двигатель запускается устойчиво, а напряжение находится в пределах допуска.

Быстрый разогрев батареи до рабочей температуры достигается при первом включении за счёт внутреннего тепловыделения (к.п.д. ЛИ АБ резко растёт с повышением температуры).

При низких температурах предложено прогревать ЛИ АБ путём разряда на повышенную нагрузку, при этом в качестве такой нагрузки может быть использован режим “холодной прокрутки” (ХП) авиадвигателя. В режиме ХП температура батареи поднимается на $25 \div 30\text{ }^{\circ}\text{C}$, в зависимости от начальной температуры, и ЛИ АБ входит в оптимальный рабочий диапазон температур (рабочая температура более $5\text{ }^{\circ}\text{C}$). Таким образом, найдено техническое решение, позволяющее осуществлять быстрый прогрев ЛИ АБ до рабочей температуры при температуре окружающей среды ниже минус $30\text{ }^{\circ}\text{C}$.

ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ С АЛЮМИНИЕМ В КАЧЕСТВЕ ЭНЕРГОНОСИТЕЛЯ И ИХ МЕСТО В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ И АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКЕ

*Н.С. Огорокова, К.В. Пушкин, 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 распределённого энергоснабжения, в частности, на транспорте, остаётся одной из наиболее актуальных. Потенциально для этих целей одной из перспективных является электрохимическая система кислород-водород. Однако пожаро-, взрывоопасность водорода, трудности его получения и хранения являются препятствиями для её широкого распространения. Одним из решений этой задачи может быть получение водорода непосредственно на месте потребления со скоростью расходования.

С другой стороны, имеется или разрабатывается ряд химических источников тока (ХИТ), на основе которых могут быть созданы автономные системы энергоснабжения. Среди них особое место занимают ХИТ на основе электрохимической системы кислород-алюминий (O_2/Al). Они представляют собой механически перезаряжаемые источники многоразового действия с высокими энергетическими характеристиками. Расчётные оценки и накопленный нами к настоящему времени опыт разработок показывают, что в энергетических установках (ЭУ) на основе этих ХИТ в зависимости от мощности, времени разряда, применяемого электролита и конструктивного исполнения может быть реализована удельная энергия по массе $720 \div 3060$ кДж/кг ($200 \div 850$ Вт·час/кг) и $900 \div 3600$ кДж/л ($250 \div 1000$ Вт·час/л) по объёму. По этим параметрам они уступают только ЭУ на основе кислородно-водородных (O_2/H_2) топливных элементов (ТЭ) с криогенным хранением компонентов и некоторым типам ХИТ с литиевым анодом.

В O_2/Al ХИТ помимо электрохимического расходования Al протекает паразитная (с точки зрения токообразующего процесса) реакция его коррозии, при которой выделяется водород, утилизация которого представляет отдельную проблему. Однако если водород сжигать электрохимически, то применяемый для этого O_2/H_2 ТЭ позволяет повысить энергетическую эффективность всей установки. Предельным случаем такой комбинации является O_2/H_2 ТЭ в паре с работающим в режиме генератора водорода гидронным ХИТ с алюминиевым анодом (H_2O/Al). В этом случае рабочий процесс организуется таким образом, что вся выделяющаяся в гидронном ХИТ энергия расходуется на получение водорода. Электрохимический характер этого

процесса обеспечивает возможность простого регулирования скорости генерирования водорода в очень широких пределах.

Большой объём выполненных нами исследований и разработок позволил сформулировать концепцию алюмо-водородной энергетики, в которой алюминий является основным энергоносителем. Эта концепция развивается нами в настоящее время совместно с ОИВТ РАН.

Анализ потребностей в автономных источниках энергии и особенностей рассматриваемой электрохимической системы позволяет сделать вывод, что такие ЭУ могут быть эффективно использованы в качестве резервных, аварийных или основных источников энергии.

В космических программах применение таких ЭУ наиболее перспективно в случаях, когда начало активной работы установки отодвинуто от момента старта на длительный или неопределённый срок. Характерными примерами могут служить спускаемые аппараты для исследования планет, их спутников и астероидов, а также средства автономного перемещения космонавта в открытом космосе. При этом должно использоваться связанное хранения кислорода, что делает срок хранения ЭУ до активации практически неограниченным. Наиболее подходящим источником кислорода является пероксид водорода, так как при его разложении генерируются кислород и вода, причём в необходимом соотношении.

В авиации O_2/Al ХИТ целесообразно использовать в качестве аварийных источников и для энергоснабжения наземного технологического оборудования. При этом окислителем является кислород воздуха и O_2/Al ХИТ превращается в воздушно-алюминиевый (ВА). Применение ВА ХИТ очень перспективно в качестве основных источников энергии малоразмерных дистанционно пилотируемых летательных аппаратов (МДПЛА) различного назначения.

В наземных условиях перспективно использование этих ЭУ для децентрализованного электроснабжения удалённых и труднодоступных объектов, для заряда аккумуляторов в отсутствии электросети, а также в наземных и водных транспортных средствах.

Рассмотрены примеры разработанных комбинированных электрохимических энергетических систем различного назначения, использующих алюминий в качестве энергоносителя.

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕРМОФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ГЕНЕРАТОРОВ НА ОСНОВЕ ГОРЕЛОЧНЫХ УСТРОЙСТВ ИНФРАКРАСНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

В.Н. Макаров, А.Б. Митрофанов, М.И. Якушин

Московский авиационный институт

(национальный исследовательский университет)

Целью данной работы было создание и испытание экспериментальных генераторов ТФЭП с различными излучателями, разработка эффективного источника инфракрасного излучения на химическом топливе, выбор селективных покрытий для согласования спектров излучения и поглощения.

Работа проводилась с целью обоснования возможности создания космической энергетической установки на основе термофотоэлектрических преобразователей энергии (ТФЭП). Модули ТФЭП для испытаний представлены ФГУП «Красная звезда».

Описываются основные принципы работы как отдельных компонентов термофотоэлектрических генераторов, так и ТФЭП системы в целом, состоящей из излучателя и ТФЭП элементов с системой охлаждения. Серьезной проблемой при этом является согласование спектров излучения излучателя и спектра поглощения приемника излучения.

В термофотоэлектрических преобразователях осуществляется преобразование энергии электромагнитного излучения в инфракрасной области спектра на основе материалов с малой шириной запрещенной зоны 0,6-0,75 эВ.

Плотность электрической энергии, снимаемой с ТФЭП, увеличивается с увеличением температуры излучателя. Оптимальные рабочие температуры излучателей лежат в диапазоне 1500-2000 К. При этом обеспечивается надежная работа доступных и не очень дорогих керамических материалов, например карбида кремния, при относительно простых системах охлаждения.

Создание эффективных излучателей с рабочей температурой 1500-2000 К и заданным спектром излучения связано с необходимостью разработки горелочных устройств инфракрасного излучения нового типа с высоким лучистым КПД.

В работе приведены результаты испытаний генераторов ТФЭП с различными источниками излучения. Получены вольтамперные характеристики ТФЭП и их зависимость от температуры излучателя. Спроектирован и испытан ряд устройств и теплообменников с беспламенными инфракрасными керамическими горелочными устройствами. Для ТФЭП с керамическим инфракрасным излучателем получен КПД близкий к 30 %.

Разработаны инфракрасные теплообменные устройства для генераторов и преобразователей энергии с КПД преобразования химической энергии в инфракрасное излучение до 50%. Приведены схемы и результаты измере-

ний теплотехнических характеристик излучателей. Произведен выбор перспективных селективных покрытий для излучателя ТФЭП преобразователя и технологии их изготовления.

Для перехода от лабораторных исследований к практическому применению метода ТФЭП решается ряд научно-технических задач, связанных с технологией получения эффективных и надежных покрытий излучателей. Для обеспечения высокой надежности покрытия должны удовлетворять требованиям, вытекающим из условий их эксплуатации: жаропрочностью, стойкостью к газовой коррозии и радиоактивному облучению, стабильностью состава и структуры, пластичностью.

ОСОБЕННОСТИ ОБРАЗОВАНИЯ КОНТРАСТА И АНАЛИТИЧЕСКИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ТЕРМОЭЛЕКТРОННОЙ ЭМИССИОННОЙ МИКРОСКОПИИ

В.Н. Макаров, А.Б. Митрофанов, М.И. Якушин

Московский авиационный институт

(национальный исследовательский университет)

Электронная эмиссионная микроскопия является видом электронной микроскопии, в которой исследуемый образец материала служит источником электронов, формирующих изображение.

Контраст термоэлектронных изображений определяется разницей в плотностях термоэлектронного тока, отбираемого с различных участков поверхности. На распределение плотности тока в плоскости изображения влияют следующие факторы:

- вариации плотности тока эмиссии с поверхности, вызванные физико-химическими свойствами материала объекта (в основном работы выхода электрона);
- распределение электронов по направлениям в результате различных ориентаций локальных поверхностей объекта по отношению к оптической оси микроскопа (топография поверхности);
- электрические и магнитные поля в различных областях поверхности образца.

В процессе исследования характеристик микроскопа и изучения различных объектов (электродные узлы вакуумных и плазменных приборов, лопатки турбин, микросхемы), металлов (W, Re, Mo, Nb, Zr, Pt, Au, Ta) и сплавов.

Особенности образования контраста в электронном эмиссионном микроскопе позволяют наблюдать и исследовать протекание широкого круга явлений на поверхности исследуемых материалов и композиций материалов, в частности процессов, приводящих к потере работоспособности нестабильности свойств конструкционных материалов и отказам.

К этим явлениям, определяющим временную работоспособность конструкционных материалов и узлов в экстремальных условиях эксплуатации, относятся:

- диффузия компонентов и примесей материалов к поверхности исследуемого материала;
- различные виды поверхностной диффузии веществ по поверхности твердого тела;
- адсорбция и десорбция элементов и веществ на поверхности исследуемого образца;
- химические реакции на поверхности твердого тела между различными веществами и с самим исследуемым материалом;
- изменения морфологии и топологии твердого тела в процессе различного рода воздействий, например в результате ионного травления поверхности образца или длительной тепловой обработки;
- процессы изменения кристаллической структуры исследуемых образцов материалов, в частности, рекристаллизацию;
- образование и исчезновение высокотемпературных фаз, существующих в определенных температурных, концентрационных и временных диапазонах;
- плавление и кристаллизация металлов.

Преимуществом ТЭЭМ является возможность изучения этих явлений, в частности быстропротекающих, в реальном масштабе времени.

Обработка полученных результатов позволяет получать количественные данные об интенсивности этих процессов и, соответственно, прогнозировать состояние материалов во времени.

Секция 5

Прикладная небесная механика и управление движением**Т.М. ЭНЕЕВ – ВЫДАЮЩИЙСЯ УЧЁНЫЙ И ГРАЖДАНИН****Г.К. Боровин, А.Г. Тучин****Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша**borovin@keldysh.ru

Академику Тимурю Магометовичу Энееву 23 сентября 2014 года исполнилось 90 лет. Т.М. Энеев – выдающийся ученый в области динамики ракет и управления, один из основателей современной динамики космического полета. Ему принадлежит выдающаяся роль в разработке и осуществлении многолетней программы космических исследований в нашей стране, в изучении космического пространства, Луны и планет Солнечной системы.

Т.М. Энеев внёс большой вклад в разработку теоретических основ космонавтики. Им были впервые в мире выполнены постановки и решены задачи оптимизации и выведения ракет на траектории, разработана теория орбит искусственных спутников Земли. Ему принадлежат приоритетные постановки задач и исследования проблемы определения параметров траектории и орбит космических аппаратов по данным измерений. Он провёл исследование динамики спуска космического аппарата сферической формы в атмосфере, имевшее решающее значение при выборе типа космического аппарата для полета первого космонавта Ю.А. Гагарина. Т.М. Энеев предложил способ выведения космического аппарата на траекторию полета к планетам с предварительным выведением на орбиту ИСЗ, а также метод «транспортирующей траектории» для первых расчетов межпланетных космических полетов с двигателями малой тяги, разработал теорию автономной навигации.

Разработанные им модели были положены в основу проектирования космических аппаратов, использованы в баллистических расчетах орбит искусственных спутников Земли и траекторий спуска аппаратов на планеты.

Значительные результаты были получены Т.М. Энеевым при решении проблем космогонии. Это эволюция галактик, формирование их пространственной структуры при гравитационном взаимодействии, образование Солнечной системы.

Т.М. Энеев не только выдающийся учёный, но и гражданин нашего Отечества. Не забываем его вклад в борьбу против проекта поворота северных рек. Научная деятельность Т.М. Энеева является образцом творчества на благо науки и Родины.

ВКЛАД Т.М. ЭНЕЕВА В РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ БАЛЛИСТИКИ КА**Ю.Ф. Голубев****Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша, Москва**golubev@keldysh.ru

В начале космической эры в связи с проблемами обеспечения полетов КА возникло множество задач, которые невозможно было решить существовавшими в то время математическими методами. Это были, в основном, задачи, связанные с необходимостью управлять движением ракет, определять параметры их движения, получившегося в результате управления, прогнозировать движение спутников в разреженной атмосфере на больших высотах, выяснять возможности безопасного спуска КА на Землю. Необходимо было проектировать маневры космических аппаратов с учетом влияния множества возмущающих факторов, с учетом краевых ограничений определять возможность достижения той или иной цели, поставленной перед космической программой. Т.М. Энеев всегда входил в число лидеров небольшого, но блестящего коллектива ученых, который возглавлялся Д.Е. Охоцимским, и работал в русле проблем динамики космического полета, актуальность которых определялась непосредственно М.В. Келдышем и С.П. Королевым.

К числу основополагающих задач космической эры, да и всей теории оптимального управления, в первую очередь следует отнести задачу об оптимальном выведении спутника на орбиту. Эта задача относится к разряду вырожденных задач вариационного исчисления, и в то время еще не существовало адекватных методов для ее решения. Т.М. Энеев совместно с Д.Е. Охоцимским впервые разработали общий метод получения и анализа первой вариации функционала, пригодный для исследования любых задач оптимального управления. Для задачи о выводе спутника на орбиту была получена оптимальная программа по тангажу, которая используется при запусках ракет и в настоящее время.

Следующей по значимости можно признать задачу обработки траекторных измерений и получения параметров орбит КА и ИСЗ. Т.М. Энеев совместно с Э.Л. Акимом развили теорию обработки измерений с учетом использования в качестве измерительных средств не только оптических приборов и значительной по объему априорной информации, но и многочисленных радиолокационных станций и адаптировали эту теорию для возможности проведения всех расчетов на ЭВМ. Этот результат является базовой основой работы современных баллистических центров.

При проектировании полетов ИСЗ существенную роль играет задача о расчете времени существования спутника в атмосфере. Т.М. Энеев совместно с Д.Е. Охоцимским и Г.П. Таратыновой получили изящное и простое решение этой задачи в виде универсальной таблицы в зависимости от модели атмо-

сферы. С использованием таблицы решение этой сложнейшей задачи сводилось в итоге к простому умножению и делению.

При исследовании возможности полетов к Венере и Марсу и другим планетам солнечной системы Т.М. Энеев предложил вариант старта КА с промежуточной орбиты ИСЗ. Этот вариант оказался во много раз более экономным, чем традиционный вариант старта ракеты от Земли и часто применяется для обеспечения дальних космических полетов, когда имеются трудности в выборе подходящих окон старта. Совместно с Д.Е. Охоцимским и В.Г. Ершовым был выполнен большой цикл подробных исследований по динамике полета к Марсу и Венере. Разработанная ими методика траекторно-энергетического анализа остается востребованной и в настоящее время.

Решающее приоритетное значение имела работа Т.М. Энеева, доказавшего возможность безопасного баллистического спуска с орбиты ИСЗ первого спускаемого аппарата (СА) с космонавтом на борту. Для неуправляемого СА со смещенным центром масс впервые была найдена пологая траектория, для которой точность посадки оказалась приемлемой, уровень перегрузок не выходил за пределы переносимости космонавтом, проектируемая тепловая защита вполне выдерживала тепловые потоки, а скорость в конце траектории допускала безопасный спуск СА на парашюте.

Значительную роль в решении задачи посадки на Луну сыграли работы Т.М. Энеева и Н.Н. Козлова по выявлению влияния концентраций массы в теле Луны на движение ИСЛ. Численно было показано, что такие концентрации массы могут существенно исказить траекторию аппаратов особенно вблизи поверхности Луны. Этот результат подтвердил необходимость запуска серии ИСЛ для обеспечения измерительной базы по уточнению гравитационного поля Луны, что позволило в более поздних проектах избежать аварий при посадке на Луну.

Пионерские работы Т.М. Энеева по динамике космического полета создали прочный фундамент, на котором базируются современные достижения космической эры. Они послужили отправной точкой для развития многих научных направлений, связанных с освоением как ближнего, так и дальнего космоса. Методы исследований, развитые Т.М. Энеевым, не утратили актуальности и в настоящее время и служат верным ориентиром в решении актуальных проблем космической науки.

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СЛОЖНЫХ ДИСКРЕТНЫХ СИСТЕМ
(ИССЛЕДОВАНИЯ 1970-2015 ГГ.)**

Т.М. Энеев, Н.Н. Козлов, Е.И. Кугушев

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

gencodkiam@mail.ru

Проведенные исследования, начатые в 1970 году под руководством Т.М. Энеева, соответствуют приоритетным направлениям мировых исследований на современном этапе. Речь идет о математическом моделировании как природных, так и технических сложных дискретных систем. Были решены некоторые задачи, связанные с поиском структур таких систем или их эволюции во времени. Исследования проводились в 2 этапа.

На первом этапе (1970-1990 гг.) были проведены следующие исследования:

- математическое моделирование гравитационного взаимодействия галактик;

- создание кинофильма, снятого с экрана дисплея ЭВМ (1973 г.), который позволил в сжатом времени исследовать указанное взаимодействие, протекающее в реальности за миллиарды лет;

- исследование процесса формирования планетных систем в новой модели: разработка нового метода расчета указанного процесса-метода виртуальных контактов, разработка алгоритма реализации построенного метода для 25600 прототел на БЭСМ-6; отличительная особенность модели связана с учетом вращательного движения тел в ходе эволюции диска;

- трассировка двухслойных БИС и СБИССБИС: разработка метода канальной трассировки, минимизирующего число точек межслойных переходов, разработка алгоритма реализации этого метода на ПК.

На втором этапе (1990-2015 гг.) исследование проводилось для наиболее приоритетного направления фундаментальных исследований в мире, связанного с исследованием живых систем на математическом уровне:

- компьютерный анализ процессов структурообразования нуклеиновых кислот;

- математический анализ перекрывающихся генов;

- математический анализ больших геномов (человека и др.);

- исследование новых характеристик всех структурных генов в живой клетке;

- анализ интегральных характеристик всех известных природных генетических кодов;

- одна математическая аналогия и математический анализ структур матричных РНК;

- расчет генетического кода.

**РАБОТЫ Т.М. ЭНЕЕВА ПО ПОЛЕТАМ С МАЛОЙ ТЯГОЙ ПО АСТЕРОИДНОЙ
ОПАСНОСТИ*****Р.З. Ахметшин, Г.Б. Ефимов******Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша***efimov@keldysh.ru

В начале 60-х годов возник большой интерес к динамике космических полетов с электроракетными двигателями малой тяги (ЭРД МТ), ионными и плазменными с высокой скоростью истечения реактивной струи и поэтому экономичными. Эти полеты относятся к двум типам: межпланетные перелеты и разгоны по спирали с орбиты спутника до выхода из сферы действия Земли. Для последних удавалось строить аналитические решения. Для полетов к планетам Т.М. Энеев предложил строить решение в системе координат, связанной кеплеровской траекторией перелета от Земли к планете, назвав это «методом транспортирующей траектории». В этой системе координат уравнения движения полета с МТ благодаря малости возмущения от нее и близости траектории к эллипсу допускают линеаризацию, и удается получить аналитические решения. Они были получены В.В. Белецким и В.А. Егоровым; было построено большое число траекторий перелетов с МТ к Марсу, Венере и Юпитеру. Однако до полетов с малой тягой было еще далеко. Возникли трудности в создании ЭРД с достаточно большей тягой и большим ресурсом для работы их в качестве маршевых в космических полетах, а также в создание источников энергии для ЭРД – бортовых ядерных реакторов (ЯЭУ) и солнечных батарей достаточной мощности. Но советские ЭРД были первыми в космосе для коррекции орбит спутников связи, первыми были и советские космические реакторы.

Приближение к Земле кометы Галлея привлекло интерес к малым телам, кометам и астероидам возможностью их исследования с помощью КА с ЭРД. Исследования Т.М. Энеева и его учеников по модели формирования Солнечной системы, миграции малых тел в ней показали важности изучения малых тел для понимания истории Солнечной системы в связи с их “реликтовым” веществом, сохранившим состав и структуру с древнейших времен. Возник вопрос о возможности доставки с малых тел образцов такого вещества с помощью КА с ЭРД, так как и двигатели и источники энергии уже существовали. Большой цикл работ по траекториям полетов с малой тягой к малым телам (с энергетикой от ядерного реактора) был выполнен под руководством Т.М. Энеева и В.А. Егорова в 80-х годах. Исследовалась и возможность выравнивания скорости КА, и цели для посадки на нее с забором грунта и доставки его к Земле.

Новый цикл работ по полетам с МТ был проведен в 1990-1995 гг. в кооперации с коллегами из МАИ. Прогресс в разработке солнечных батарей позволил рассматривать их как источник энергии для полетов с МТ, в первую

очередь к малым телам, с возможностью доставки образцов грунта с них. Объединенная исследовательская группа под руководством проф. Х. Леба и член-корр. Г.А. Попова разработала российско-германский проект "Фортуна". Полет КА с ЭРД был включен, как вариант, и в Российский проект "Фобос-Грунт", входивший в Российскую космическую программу.

Еще одним из направлений работ Т.М. Энеева было исследование по астероидной безопасности Земли - выявлению космических объектов (КО), представляющих опасность для нее, что должно предшествовать поискам способов противодействию им. Для возможно полного выявления КО Энеевым была выдвинута концепция «оптического барьера» космического базирования. Имелось ввиду с помощью телескопов, установленных на КА и размещенных на орбите Земли, создать систему наблюдения КО, которая позволила бы за время порядка 5-6 лет выявить и каталогизировать большинство опасных небесных тел. Эти работы также опирались на исследования Т.М. Энеева с учениками по происхождению Солнечной системы, пояса астероидов и миграции малых тел в окрестность орбиты Земли. Предполагалось постоянно вести мониторинг телескопами патруля окрестности орбиты Земли для обнаружения КО, сближающихся с Землей, их каталогизацию и оценку их опасности. Были даны оценки размеров области и режимов наблюдения КО с тем, чтобы не пропустить незамеченными даже быстрые объекты и иметь время наблюдения, достаточное для предварительного определения их орбит, с дальнейшим сопровождением потенциально опасных КО. Рассмотрен вариант размещения КА с телескопом на орбите спутника Венеры для наблюдения КО, освещенными Солнцем «в фас», а не «в профиль», как при наблюдении с КА, находящегося на орбите Земли.

ВОСТРЕБОВАННЫЙ ТАЛАНТ (К 90-ЛЕТИЮ Т.М. ЭНЕЕВА)

А.К. Платонов

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша

platonov@keldysh.ru

"...Везде исследуйте всечасно,
что есть велико и прекрасно,
чего ещё не видел свет..."

Н.В. Ломоносов

Академик Тимур Магомедович Энеев хорошо известен своими результатами среди специалистов космической техники, вычислительной техники, астрономии, геологии, геофизики, космогонии и генетики. Практически во всех перечисленных областях науки ему удалось сделать очень нужное дело в нужный момент и в нужном месте. Это обстоятельство не только объясняет

то большое уважение и оживление, которое вызывает упоминание его имени среди сотрудников многих организаций. Оно удивляет и заставляет задуматься многих из его коллег и соратников, которым посчастливилось быть свидетелями деятельности Тимура Магометовича (в просторечии – ТМ) и радоваться вместе с ним тому, что он был услышан и поддержан в его инициативных свершениях.

О чём заставляет задуматься? Дело в том, что нам всем следует признать какую-то заметную отечественную неустроенность в виде отсутствия действующих механизмов поддержки и развития новых идей. Новое, как правило, встречает сопротивление.

Зависимость возможного прогресса лишь от мнения начальства при молчаливой инерции окружения в России было всегда. Вспомним судьбу Ивана Ползунова с его барнаульской "огненной машиной", сделанной раньше Уатта, или нереализованного, но так востребованного ныне проекта В.Д. Менделеева (сына Д.И. Менделеева) постройки плотины в Керченском проливе. Вспомним и сгоревший в Астрахани без последующего повторения первый русский парусник "Орёл", и так и не стрелявшую Царь-пушку, и Русско-Американскую компанию с центром в г. Тотьме на р. Сухона с проданной за гроши её Аляской. Мы должны признать, что, несмотря на успешное творчество любимца Петра Первого А. Нартова, соорудившего ранее Запада металлообрабатывающий токарный станок с суппортом и первый винторезный станок, тем не менее, станкостроение в России появилось не тогда и не так; и что хотя в Петербурге знали об успехе паровоза Черепановых, но всё же для строительства первой в России ж/д в Царское Село проще было купить английские паровозы. Не слабость мысли и или умения русского мастера, который мог одним топором сотворить Кижы или придумать Храм Василия Блаженного, а именно отсутствие возможностей для развития того, что кем-то было придумано приводили к неспособности людей России самим творить и создавать нужное для жизни людей и для государства. Дело было и есть не в людях, а в системном неустройстве, в барьере между инициативой и реализацией, поныне присущем и в нашей жизни.

А вот многочисленные, как теперь говорят "инновации", сделанные в своё время Т.М. Энеевым, является прямо противоположным примером сказанному, что и вызывает удивление и восхищение. Нельзя не задуматься, - почему так получилось?

Конечно, успеху творчества Т.М. Энеева способствовала его с Д.Е. Охоцимским близость к М.В. Келдышу и С.П. Королёву. Их роль огромна. Но только ли они ответственны за внедрение в мировую историю баллистического спуска "шарика" с Ю.А. Гагариным, принципиальная возможность чего была инициативно рассчитана и предсказана молодым Тимуром Магометовичем; и за технически непростую реализацию в "блоке Л" знаменитой

"Звёздочки", неожиданно предложенной им в очень нужный момент и обеспечившей возможность полёта к Венере и Марсу; и за появление знаменитых Энеевских "ракушек", привязавших эти полёты к неизвестным до того "окнам старта"; и за математическую красоту Энеевского метода "параболического спуска" принятого на вооружение всеми баллистическими центрами? Нет, конечно, не только они, и, даже, не только он – Т.М. Энеев, хотя именно его и следует упомянуть прежде всего.

Представляется полезным и важным понять и обсудить те обстоятельства и механизмы, которые вопреки упомянутому традиционному отсутствию поддержки инициативы снизу именно в те, теперь далёкие годы вдруг раскрылись возможностью Т.М. Энееву сделать то, что он сделал. Анализируя эти обстоятельства, трудно не прийти к мысли, что при возникновении его новой идеи для её успешной реализации были необходимы социальные механизмы организации инфраструктуры и интерфейсов взаимодействия большого числа нужных для этого людей. И - что для возникновения такого механизма вслед за появлением новой идеи совершенно достаточно было общего понимания её очевидной полезности или необходимости для реализации осознанной цели.

Мы, участники и свидетели замечательных инноваций ТМ ясно знаем и хорошо помним, как и что происходило, как и кем всё, что надо было сделать было организовано и реализовано. Мы свидетельствуем, что известные слова С.П. Королёва "Социализм – стартовая площадка космических успехов СССР" имели основание быть сказанными. А сегодня и Китай подтверждает это уже своими успехами. Да, в условиях социализма существуют и необходимые условия инноваций - в виде воли центрального руководства, и достаточные условия - в виде вынуждаемого понимания или энтузиазма исполнителей.

И теперь мы должны ответить, может ли стать этот наш рынок стартовой площадкой будущих дел? Будут ли востребованы и реализованы идеи и дела новых молодых выпускников ВУЗов - специалистов типа молодого ТМ? Да, - теорема существования рыночного решения новых задач как в космосе, так и в робототехнике уже доказана и в США, и в Японии. Но в этом доказательстве нам хорошо видна необходимая роль государства в организации целевой инфраструктуры рынка. НАСА и ДАРПА живут на большом бюджетном финансировании (хотя и сами зарабатывают деньги), и они реализуют цели, утверждаемые Сенатом или Министерством обороны США. Достаточно очевидно, что на одном космическом туризме не создать ни научного, ни военного космоса. Другой пример удачной рыночной инновации – консорциум крупных фирм в Японии с участием государства при решении начать самостоятельное развитие робототехники.

И сейчас, в дни, когда вся государственная машина Запада грозит России пальцем (или и кулаком?), нам надо готовить новые кадры для рынка и для государства. Нам приходится вспомнить забытые и очень нужные опять слова первого главы Советского государства, сказанные им в похожей ситуации в то далёкое и такое же сложное для нашей страны время. Это были слова о необходимости "либо погибнуть, либо догнать передовые страны и перегнать их также и экономически. Так поставлен вопрос историей". Тогда это было сделано. А теперь опять нужно сделать именно это... .

В конце хотелось бы упомянуть и другой пример двух иных тоже ярких инноваций Т.М. Энеева, которые хотя и нашли в своё время удачное применение, но затем, увы, были практически забыты. Речь идёт о двухцикловом методе численного осреднения жёстких колебательных систем механики с его удивительной вычислительной эффективностью и математической красотой. Другой пример - не менее удивительный по красоте и эффективности численный метод оптимизации функционалов. Почему эти методы забыты? – Нет необходимости! И если возникнут реальные задачи управления движением роботов и космических аппаратов с двигателями малой тяги, - сразу возникнет и развитие этих Энеевских эффективных средств моделирования сложных систем управления.

Поздравляя от души с замечательным юбилеем Т.М. Энеева, нам сегодня особенно полезен пример его жизни, его беззаветного труда, его свершений и, главное, их востребованности и реализуемости. Пожелаем же людям современной космической техники иметь возможность последовать этому примеру и превзойти этот пример.

ОБ УСТОЙЧИВОСТИ СТАЦИОНАРНЫХ ДВИЖЕНИЙ СВОБОДНОЙ СИСТЕМЫ СООСНЫХ ТЕЛ

В.М. Морозов, Д.Д. Михайлов, В.И. Каленова
НИИ механики МГУ
moroz@imec.msu.ru

Исследованию движения систем соосных тел, спутников-гиростатов и КА с двойным вращением посвящено большое число работ (см., например, [1-3]). Соосная схема позволяет осуществить стабилизацию КА путем быстрой закрутки одного из тел. Стабилизация спускаемого аппарата при помощи такой частичной закрутки вокруг общей оси вращения рассматривалась в [3]. Здесь рассматриваются стационарные движения соосной системы при наличии малой асимметрии [3] и исследуется их устойчивость как по отношению к проекциям угловой скорости, так и по отношению к положению оси вращения [4]. Достаточные условия устойчивости получены при помощи построения функций Ляпунова и сопоставлены с необходимыми условиями. Полу-

ченные условия устойчивости могут позволить выбирать инерционно-массовые характеристики КА указанного типа.

1. M.S. Lukich, D.L. Mingori, Attitude Stability of Dual-Spin Spacecraft with Unsymmetrical Bodies // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 1985. Vol.8, № 1. P. 110-117.

2. C.D. Hall, R.A. Sandfry, Steady Spins and Spinup Dynamics of Axisymmetric Dual-Spin Satellites with Dampers// J. of Spacecraft and Rockets. 2004. Vol. 41. № 6. P. 948-955.

3. В.С. Асланов, А.В. Дорошин. Стабилизация спускаемого аппарата частичной закруткой при осуществлении неуправляемого спуска// Космич. исслед. 2002. Т.40. № 2. С. 193-200.

4. В.М. Морозов, Д.Д. Михайлов, В.И. Каленова. Об устойчивости системы стационарных движений системы соосных тел. // Космич. исследования. 2015. Т. 53. (в печати).

ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ПОЛОЖЕНИЙ РАВНОВЕСИЯ СПУТНИКА-ГИРОСТАТА НА КРУГОВОЙ ОРБИТЕ. ОБЩИЙ СЛУЧАЙ

В.А. Сарычев¹, С.А. Гутник²

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

²*Московский физико-технический институт*

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

Исследована динамика вращательного движения спутника-гиростата, движущегося в центральном ньютоновом силовом поле по круговой орбите. Предложен метод определения всех положений равновесия (равновесных ориентаций) спутника в орбитальной системе координат при заданных значениях вектора гиростатического момента и главных центральных моментов инерции. Для каждой равновесной ориентации получены достаточные условия устойчивости с использованием в качестве функции Ляпунова обобщенного интеграла энергии. Проведен детальный численный анализ областей устойчивости положений равновесия в зависимости от четырех безразмерных параметров задачи. Показано, что число положений равновесия спутника-гиростата, для которых выполняются достаточные условия устойчивости, в общем случае изменяется при возрастании величины модуля гиростатического момента от 4 до 2.

**О ВРАЩЕНИИ САТУРНА ОТНОСИТЕЛЬНО ЦЕНТРА МАСС ПОД ДЕЙСТВИЕМ
ГРАВИТАЦИОННЫХ МОМЕНТОВ СОЛНЦА И ЮПИТЕРА**

П.С. Красильников, Р.Н. Амелин

*Московский государственный авиационный институт
(национальный исследовательский университет)*

krasil06@rambler.ru, rus-amelin@mail.ru

Рассматриваются вращения Сатурна вокруг центра масс в рамках эллиптической ограниченной задачи трёх тел. Предполагается, что Сатурн - твёрдое тело, находящееся под действием гравитационных моментов от Солнца и Юпитера, имеет массу, пренебрежимо малую по сравнению с массами притягивающих тел. Орбиты Сатурна и Юпитера считаются эллиптическими. Малыми параметрами задачи являются эксцентриситет орбиты Юпитера, а также среднее движение Юпитера.

Получена осредненная функция Гамильтона для произвольных значений эксцентриситетов Сатурна и Юпитера, когда малым параметром является среднее движение Юпитера, получены интегралы эволюционных уравнений, построена качественная картина движений вектора кинетического момента Сатурна на небесной сфере единичного радиуса, экваториальная плоскость которой параллельна плоскости орбиты Юпитера. Показано, что регулярная прецессия оси вектора кинетического момента, обусловленная притяжением Солнца, «расщепляется» на либрационные движения в окрестности некоторых её положений относительного равновесия и движения типа вращения. Устойчивые равновесия существуют вблизи плоскости большего круга, параллельного плоскости орбиты Сатурна, а также вблизи северного и южного полюсов небесной сферы; два неустойчивых равновесия принадлежат указанной плоскости. Неустойчивым равновесиям отвечают также точки северного и южного полюсов небесной сферы. Притяжение Юпитера порождает гомоклинические и гетероклинические траектории, стремящиеся к неустойчивым равновесиям и близкие к ним периодические траектории со сколь угодно большими периодами. Показано, что все эти эффекты обусловлены влиянием эксцентриситета орбиты Юпитера и практически не зависят от массы Юпитера (в рамках спутникового приближения).

**АНАЛИЗ УСЛОВИЙ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТОВ С ДАТЧИКОМ
КОНВЕКЦИИ «ДАКОН-М» В АВТОНОМНОМ ПОЛЕТЕ ГРУЗОВЫХ КОРАБЛЕЙ
«ПРОГРЕСС»**

М.Ю. Беляев¹, Т.В. Матвеева¹, М.И. Монахов¹, Д.Н. Рулев¹, В.В. Сазонов²

¹ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия», г. Королев

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

sazonov@keldysh.ru

Микрогравитационная обстановка на Российском сегменте Международной космической станции не вполне подходит для экспериментов с датчиком конвекции ДАКОН-М (изготовлен учеными Пермского государственного университета). Микроускорения в низкочастотном диапазоне (менее 0,01 Гц) в обычно используемом для полета режиме орбитальной ориентации слишком малы для нечувствительного датчика, а на значительные микроускорения в высокочастотном диапазоне (свыше 20 Гц, такие микроускорения обусловлены работой бортового оборудования) датчик не реагирует. Чтобы сигнал датчика был содержательным, т.е. заметным образом зависел от испытываемого им возмущения, микроускорения должны быть значительными, но низкочастотными. На МКС такие условия создаются во время разного рода динамических операций – при стыковках и отстыковках космических кораблей, коррекции орбиты и т. п. Однако такие операции происходят достаточно редко, и космонавты при их выполнении заняты обычно другими делами. Подходящая обстановка для экспериментов с ДАКОНОм может быть обеспечена на кораблях «Прогресс» за счет выбора режима их вращательного движения. Более того, выбирая нужным образом режимы движения и места установки датчика на корабле, можно обеспечить широкий диапазон амплитудно-частотных свойств микроускорений.

Приводятся результаты расчетов реальных микроускорений в двух режимах неуправляемого вращательного движения кораблей «Прогресс» – одноосной солнечной ориентации и одноосной гравитационной ориентации. Начальные условия движения в первом режиме – закрутка корабля с угловой скоростью 2.2°/с вокруг направленной на Солнце нормали к плоскости солнечных батарей. Во втором режиме корабль вращается вокруг своей продольной оси с угловой скоростью $0.1 \div 0.2^\circ/\text{с}$, совершающей малые колебания относительно местной вертикали. Продолжительность использования режимов – несколько орбитальных витков. Микроускорения рассчитаны по реконструкции вращательного движения кораблей "Прогресс М-15М», «Прогресс М-17М» и «Прогресс М-20М» и др. Реконструкция выполнена по данным бортовых измерений вектора угловой скорости. Данные, собранные на интервале времени несколько часов, обрабатывались совместно методом наименьших квадратов с помощью интегрирования уравнений движения корабля относительно центра масс. В результате обработки оценивались

начальные условия движения и параметры используемой математической модели. Результаты реконструкции проверялись по данным измерений тока солнечных батарей корабля.

Результаты расчетов микроускорений на кораблях «Прогресс» и влияния их на датчик ДАКОН-М в планируемых экспериментах сравниваются с экспериментальными результатами, полученными на МКС.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект 14-01-00423).

ПОЛУАНАЛИТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ СПЕКТРА КОЛЕБАНИЙ ТРОСА КОСМИЧЕСКОГО ЛИФТА

А.Б. Нуралиева, Ю.А. Садов

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

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

Космический лифт – гипотетическая конструкция, которая облегчила бы вывод на околоземные орбиты. Ее основной элемент – трос, протянутый с Земли за геостационарную орбиту.

Используется нелинейная непрерывная модель динамики. Трос считается гибким, весомым, нерастяжимым, переменного сечения.

Уравнения движения линеаризованы около вертикального положения равновесия. При этом они распадаются на экваториальную и меридиональную части, у которых есть частные решения – периодические поперечные колебания, характеризующиеся собственными частотами и формами. При поиске собственных частот возникает неклассическая задача Штурма-Лиувилля с параметром в краевом условии. Преобразование задачи к виду, в котором ее удобно решать численно, предложил Г.В. Калачев. Решение описано в статье «Малые колебания троса космического лифта» (Калачев Г.В., Нуралиева А.Б., Чернов А.В. Труды МФТИ – 2013 – Т.5, №4), там же доказана счетность спектра и ортогональность собственных функций. Частоты экваториальных и меридиональных колебаний связаны простым соотношением.

Численное решение не всегда удобно. Создан полуаналитический метод поиска собственных частот, основанный на решении краевой задачи с помощью усреднения. При этом решение распадается на монотонную и ограниченную части. Для монотонной части получена аналитическая формула, ограниченная часть, которую нужно считать на небольшом участке троса, вычисляется численно. Изначально такой подход был применим только для ненагруженного (т.е. без дополнительной нагрузки) троса. Но для нагруженного троса получен алгоритм сведения решения к случаю ненагруженного троса.

Приведены примеры соответствующих движений, полученные численным моделированием.

Работа поддержана грантом РФФИ №14-01-00838.

СКОЛЬЗЯЩЕЕ УПРАВЛЕНИЕ ДЛЯ ТРЕХОСНОЙ МАГНИТНОЙ ОРИЕНТАЦИИ СПУТНИКА

***М.Ю. Овчинников, Д.С. Ролдугин, В.И. Пеньков,
С.С. Ткачев, Я.В. Маштаков***

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН
rol duginds@gmail.com

Рассматривается малый спутник, оснащенный магнитной системой управления, обеспечивающей его трехосную ориентацию. Управление формируется на основе скользящего режима и строится в два этапа. Вначале необходимо построить поверхность в фазовом пространстве, на которой должен находиться вектор состояния спутника. Если движение спутника происходит по скользящей поверхности, требуемая ориентация оказывается асимптотически устойчивой. На втором этапе построения управления необходимо обеспечить движение по этой поверхности.

В работе строится алгоритм, реализующий подпространство скользящего режима, что позволяет перевести спутник в требуемую ориентацию по реализуемой фазовой траектории. Подпространство строится таким образом, чтобы в каждый момент времени требуемый управляющий механический момент был перпендикулярен локальному вектору геомагнитной индукции. В результате преодолевается проблема неуправляемости при использовании магнитной системы ориентации. Поиск параметров скользящей поверхности производится с помощью аппроксимации производной выражения скользящей плоскости конечной разностью. Управляющий дипольный момент имеет простой вид и вычисляется на основе данных с датчиков ориентации и информации с предыдущей итерации управления. Приводятся результаты моделирования для нескольких малых аппаратов типичных масс и размеров.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 13-01-00665.

УВОД МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С СОЛНЕЧНО-СИНХРОННЫХ ОРБИТ С ПОМОЩЬЮ СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА

С.П. Трофимов

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН
sertrofimov@yandex.ru

Лавинообразный рост числа запускаемых на околоземные орбиты малых космических аппаратов (МКА), отмечаемый в мире последние несколько

лет, затрагивает пока лишь низкие орбиты с высотой не более 600 км. Одна из основных причин – необходимость соблюдения закрепленного законодательно требования о завершении жизни отработавшего спутника в течение 25 лет. На орбитах выше 700 км сила сопротивления атмосферы слишком мала и не обеспечивает увод спутника в требуемый срок. Выходом может служить установка на борт МКА двигателя малой тяги или солнечного паруса.

В представленном докладе приведены результаты исследования динамики совместного углового и орбитального движения МКА с плоским солнечным парусом. В общем случае под действием трех равных по порядку величины моментов (гравитационного, солнечного и аэродинамического) угловое движение паруса – хаотическое. С помощью анализа конечновременных ляпуновских экспонент показывается, что вращение паруса может быть стабилизировано введением малого диссипативного момента. Такой момент реализуется как при использовании миниатюрных маховичных систем, так и посредством токовых катушек. Образующиеся торы квазипериодических вращений паруса не разрушаются в течение всего процесса увода МКА с орбиты. Уводящей силой при этом служит сила светового давления. Результаты численного моделирования динамики МКА с парусом, выполненного для ряда разных по местному времени восходящего узла солнечно-синхронных орбит, демонстрируют возможность снижения высоты орбиты спутника типа 3UCubeSat с парусом площадью 25 м^2 с 900 км до 600 км за 3-9 месяцев. Последующее снижение может осуществляться в пассивном, неуправляемом режиме с помощью одного лишь атмосферного сопротивления, как было доказано в успешно завершенной в 2011 году миссии NanoSail-D2.

Полученные результаты сохраняют справедливость при различных уровнях солнечной активности (т.е. при различных профилях плотности земной атмосферы), а также при наличии неизбежных отклонений параметров реального МКА с парусом от используемых в динамической модели номинальных значений.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 13-01-00665.

АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ РАБОЧЕЕ МЕСТО ДЛЯ РЕКОНСТРУКЦИИ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ДАННЫМ БОРТОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

**В.И. Абрашкин¹, К.Е. Воронов², А.В. Пияков², И.В. Пияков², Ю.Я. Пузин¹,
В.В. Сазонов³, Н.Д. Сёмкин², А.С. Филиппов¹**

¹*Центральное специализированное конструкторское бюро*

²*Самарский государственный аэрокосмический университет*

³*Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН*

sazonov@keldysh.ru

Автоматизированное рабочее место ГРАВИТОН и его последующая модификация КСКМ разрабатывались как универсальное средство реконструкции движения космических аппаратов научного назначения, создаваемых в ОАО «РКЦ «Прогресс». Это АРМ обеспечивает определение реальных движения КА и квазистатических микроускорений на его борту как во время полета посредством оперативной обработки телеметрической информации с борта, так и в результате послеполетной обработки всех имеющихся данных. Во время полета КА «Бион-М» № 1, «Фотон-М» № 4, «Аист» и «Аист-2» с помощью АРМ ГРАВИТОН-КСКМ обрабатывалась следующая ТМ информация: 1) измерения фазового вектора орбитального движения, выполняемые аппаратурой спутниковой навигации; 2) измерения угловой скорости КА, получаемые от его системы управления движением (только на «Бионе» и «Фотоне»); 3) измерения напряженности магнитного поля Земли (МПЗ).

КА «Бион» и «Фотон» совершали управляемое движение в режиме одноосной солнечной ориентации. Реконструкция их вращательного движения выполнялась по измерениям угловой скорости и напряженности МПЗ. Методика реконструкции основана на кинематических уравнениях вращательного движения твердого тела. В рамках этой методики данные измерений обоих типов, собранные на некотором отрезке времени длиной в несколько часов, обрабатываются совместно. Измерения угловой скорости интерполируются кусочно-линейными функциями времени. Узлы интерполяции – моменты измерений, образующие равномерную сетку с шагом 12с. Эти функции подставляются в кинематические уравнения для кватерниона ориентации приборной системы координат КА. Полученные таким образом уравнения представляют собой кинематическую модель вращательного движения. Решение этих уравнений, реконструирующее фактическое движение, находится из условия наилучшей (в смысле метода наименьших квадратов) аппроксимации данных измерений вектора напряженности МПЗ с его расчетными значениями.

КА «Аист» и «Аист-2» совершали неуправляемый полет. Их вращательное движение было реконструировано посредством обработки только данных бортовых измерений МПЗ. Процедура обработки имела дело с порциями данных, охватывающими отрезки времени длиной в несколько часов.

Данные, полученные на каждом таком отрезке, обрабатывались совместно методом наименьших квадратов с помощью интегрирования полных (динамических и кинематических) уравнений движения КА относительно центра масс. В уравнениях учитывался гравитационный момент и момент, создаваемый магнитным диполем КА. При обработке оценивались начальные условия движения и параметры используемой математической модели. Приведены примеры реконструкции движения всех перечисленных КАи расчета микроускорений на КА «Бийон» и «Фотон».

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект 14-01-00423).

ВЛИЯНИЕ ВОЗМУЩЕНИЙ НА ТОЧНОСТЬ СТАБИЛИЗАЦИИ ПРИ ОТСЛЕЖИВАНИИ МАРШРУТОВ НА ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

Я.В. Маштаков^{1,2}, С.С. Ткачев²

¹Московский физико-технический институт

(государственный университет)

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

yarmashtakov@gmail.com

В настоящее время миссии дистанционного зондирования Земли являются одними из самых востребованных задач, решаемых с помощью спутников. Благодаря развитию оптических элементов, устанавливаемых на КА, пространственное разрешение при съемках земной поверхности из космоса может достигать долей метра. Для обеспечения столь высокой точности снимков помимо аппаратуры для съемки требуется создать или же улучшить уже существующие алгоритмы построения программного углового движения КА, которые не допускали бы искажения снимаемого изображения.

С учетом всех этих требований разработан алгоритм синтеза углового движения КА. При этом рассматривается задача отслеживания различных траекторий на поверхности Земли. В качестве чувствительных элементов используются ПЗС-линейки, что накладывает дополнительные ограничения на угловое движение КА.

С учетом этих ограничений построено программное угловое движение спутника с использованием уравнений Пуассона в форме для кватернионов, а также предложен алгоритм реализации этого движения с помощью PD-регулятора. Проведена проверка устойчивости этого алгоритма к ошибкам в знании модели движения КА и его орбиты.

Работа по построению углового движения КА проводилась при поддержке гранта РФФИ № 12-01-33045, исследование устойчивости алгоритма к ошибкам было поддержано грантом РНФ № 14-11-00621.

**ОБ ИНТЕГРИРУЕМЫХ СЛУЧАЯХ ДВУКРАТНО ОСРЕДНЕННОЙ ЗАДАЧИ ХИЛЛА
С УЧЕТОМ СЖАТИЯ ЦЕНТРАЛЬНОЙ ПЛАНЕТЫ И ПРИТЯЖЕНИЯ ЕЕ
МАССИВНЫХ СПУТНИКОВ**

М.А. Вашковьяк¹, С.Н. Вашковьяк², Н.В. Емельянов^{2,3}

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

²*Московский Государственный университет*

им. М.В. Ломоносова, Государственный астрономический институт им.

П.К. Штернберга

³*Парижская обсерватория, Институт небесной механики и вычисления
эфемерид*

vashkov@keldysh.ru, vashkov@sai.msu.ru, emelia@sai.msu.ru

В данной работе рассматривается задача о совместном влиянии сжатия центральной планеты, притяжения ее наиболее массивных (или главных) спутников и Солнца на эволюцию орбиты спутника пренебрежимо малой массы. Для произвольного угла между экваториальной плоскостью планеты и плоскостью её гелиоцентрической орбиты получены эволюционные уравнения в кеплеровских плането-экваториальных элементах. Описаны интегрируемые случаи эволюционной задачи. С помощью численных расчетов и аналитических оценок выявлено влияние главных спутников Урана на эволюцию орбит его реальных и гипотетических спутников.

**ИССЛЕДОВАНИЕ РЕШЕНИЙ МНОГОЭКСТРЕМАЛЬНОЙ ЗАДАЧИ ПЕРЕЛЕТА
ЗЕМЛЯ-МАРС С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ**

Р.В. Ельников

Московский авиационный институт

(национальный исследовательский университет)

elnikov_rv@mail.ru

В докладе рассматривается известная задача расчета и оптимизации гелиоцентрического участка межпланетного перелета Земля-Марс КА с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) в рамках метода точечных сфер действия планет. Для определения эфемерид планет использовалась модель DE 405.

Управление состоит в нахождении ориентации вектора тяги КА в каждый момент времени, а также в выборе моментов включения и выключения двигателя. Величина тяги не регулируется. Выявление законов управления вектором тяги ЭРДУ осуществлялось с использованием принципа максимума Понтрягина при фиксированных дате старта и времени перелета.

К сожалению, принцип максимума дает лишь необходимые, но недостаточные условия оптимальности управления. В связи с этим, для одних и тех же значений даты старта и времени полета может существовать несколько

ко локально-оптимальных решений задачи перелета, различающихся количеством витков на перелетной траектории и называемых экстремалиями.

Таким образом, при решении задачи оптимального управления часто возникают вопросы: сколько существует экстремалей, является ли полученная экстремаль наилучшей?

Путем проведения массовых расчетов краевых задач для различных дат старта и времен полета была сделана попытка структурировать экстремали перелета Земля-Марс для конкретной транспортной системы: тяга ЭРДУ – 0,44 Н, удельный импульс ЭРДУ – 2000 с, начальная масса КА – 2000 кг.

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЕТА К ЮПИТЕРУ С МАЛОЙ ТЯГОЙ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ГРАВИТАЦИОННЫХ МАНЕВРОВ У ВЕНЕРЫ, ЗЕМЛИ И МАРСА

М.С. Константинов, Мин Тейн

Московский авиационный институт

mkonst@bk.ru, minntheino@mail.ru

В работе рассматривается использование малой тяги и гравитационных маневров у Венеры, Земли и Марса для перелета к Юпитеру. Предполагается использование пассивных гравитационных маневров, при которых при движении КА в грависфере планеты, не предусматривается включение маршевого двигателя КА. Задача оптимизации траектории перелета КА анализируется с помощью принципа максимума. При этом задача оптимального управления сводится к многоточечной краевой задаче. Критерием оптимизации является конечная масса КА (она максимизируется) или в случае фиксирования величины гиперболического избытка скорости при старте от Земли, требуемый запас массы рабочего тела электроракетной двигательной установки (он минимизируется).

Определяются оптимальные программы по углам тангажа и рыскания на активных участках траектории (программу оптимального управления вектором тяги), оптимальные программы включения – выключения двигателя на траектории гелиоцентрического перелета, не ограничивая количество активных и пассивных участков, как и их протяженность. Определяются оптимальные условия и характеристики гравитационного маневра (включая дату осуществления гравитационного маневра, величину гиперболического избытка скорости при гравитационном маневре, ориентацию векторов подлетного и отлетного гиперболических избытков скорости при выполнении гравитационного маневра) и оптимальные условия при старте от Земли (величину и направление гиперболических избытков скорости, дату старта).

Найдены три хорошие схемы (маршруты) полета к Юпитеру:

- Земля – Земля – Земля – Юпитер (дата старта в 2020);

- Земля – Венера – Земля – Марс – Земля – Юпитер (дата старта в 2023);
- Земля – Венера – Земля – Земля – Юпитер (дата старта в 2029).

Анализируется транспортная космическая система, которая базируется на ракете-носителе «Ангара – А5», химическом разгонном блоке «КВТК» и ядерной электроракетной двигательной установке с входной мощностью 50 кВт.

АНАЛИЗ ДИНАМИКИ ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ВОКРУГ АСТЕРОИДА АПОФИС

В.В. Ивашкин^{1,2}, А. Лан²

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

²*МГТУ им. Н.Э. Баумана*

ivashkin@keldysh.ru; seatu_angel@126.com

В рамках исследования характеристик возможной экспедиции к астероиду Апофис выполнен анализ орбитального движения КА вокруг астероида. В соответствии с рассмотренной схемой полета, предполагается, что после подлета к астероиду КА переходит на низкую орбиту спутника Апофиса и, двигаясь по этой орбите в течение примерно семи суток, проводит исследование характеристик астероида. Кроме того, предполагается доставка посадочного модуля на поверхность астероида для изучения вещества и взятия образцов грунта, а также выведение специального мини-аппарата (зонда) на более удаленную орбиту спутника астероида, чтобы после отлета основного КА к Земле продолжить измерения и уточнение параметров орбиты Апофиса в течение более длительного времени, порядка нескольких лет. Для данной схемы экспедиции выполнен первый этап анализа устойчивости движения КА вокруг астероида. При этом были учтены три типа возмущений: притяжение удаленных небесных тел (Солнце, Земля, Венера, Юпитер), влияние не сферичности Апофиса и давление солнечного света. Для анализа использованы уравнения астероидо-центрического движения КА с учетом указанных возмущений. При этом для анализа влияния не сферичности астероида на данном этапе использована приближенная модель однородного удлинённого эллипсоида вращения вокруг оси минимального момента инерции. Удлинение астероида, т.е. отношение его большой и малой полуосей, рассмотрено в пределах от 1,1 до 2. На данном этапе анализа предполагается также, что имеет место одноосное вращение эллипсоида вокруг его большой оси, ориентация которой постоянна в пространстве. Принято, что гравитационный параметр Апофиса равен $2.86 \text{ м}^3/\text{с}^2$, средний радиус Апофиса - 160 м, масса и диаметр мини-зонда равны 10 кг и 40 см. Начальные орбиты КА рассмотрены круговыми с радиусом в диапазоне от 0.5 до 2 км. Анализ показал, что можно подобрать орбиту основного КА (радиусом около 0.5 км) и орбиту мини-

зонда (радиусом около 1.5 км), так что в рамках рассмотренной модели их движения будут довольно стабильны в течение достаточно продолжительного времени – до двух недель для основного КА и до нескольких лет для мини-зонда.

ОБ ОПТИМИЗАЦИИ ПОСАДКИ НА ФОБОС СО СФЕРЫ ХИЛЛА МАРСА

А.С. Самохин, И.С. Григорьев, М.П. Заплетин

МГУ им. М. В. Ломоносова

kipt35@gmail.com, iliaqri@mail.ru, Zapletin_M@mail.ru

Рассматривается задача оптимизации траектории пространственного перелета КА. В начальный момент времени КА находится в заданной подлётной плоскости на сфере Хилла Марса. Вектор скорости КА лежит в той же плоскости, его модуль задан. В конечный момент времени координаты и скорости КА совпадают с координатами и скоростями Фобоса, считающегося не притягивающей материальной точкой. Предполагается, что Фобос и Марс движутся согласно эфемеридам MAR097 и DE424 соответственно. Гравитационные поля Солнца и Марса считаются центральными ньютоновскими. Момент старта КА со сферы Хилла подбирается с 2020 г. по 2030 г., общее время миссии ограничено одним годом. КА оснащен двигателями большой тяги, управление осуществляется величиной и направлением вектора реактивной тяги. Угловое положение КА на исходной стартовой окружности, направление скорости в плоскости старта, моменты включения, выключения двигателей большой тяги и момент финиша оптимизируются. Минимизируются затраты массы.

Задача космодинамики формализуется как задача оптимального управления с ограничениями на фазовые координаты. На основе принципа максимума Понтрягина для задач с фазовыми ограничениями её решение сводится к решению краевой задачи. Краевая задача решается численно методом стрельбы с использованием модифицированного метода Ньютона. Для решения краевой задачи необходимо подбирать 18 параметров пристрелки. В результате решения строятся экстремали Понтрягина.

Рассматривается две локально-оптимальные схемы полёта к Фобосу: одновитковая и многовитковая. При реализации одновитковой схемы происходит единственное включение двигателей большой тяги, выравнивающее координаты и скорости КА с соответствующими характеристиками Фобоса. При двухвитковой схеме КА приближается сначала к Марсу, затем выходит на сферу Хилла и после этого производит посадку на Фобос. Для реализации этой схемы необходимо учитывать фазовые ограничения.

В работе исследуются обе схемы, и оценивается выигрыш двухвитковой схемы по сравнению с одновитковой.

DYNAMICS OF SPACECRAFT ATTACHED TO ROTATING ASTEROID

A.A. Burov¹, A.D. Guerman², I.I. Kosenko³, A. Ferraz Silva⁴¹Higher School of Economics, Dorodnitsyn Computing Center RAS, Russia²University of Beira Interior, Portugal³Dorodnitsyn Computing Center RAS, Russia⁴Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Brazilteormech@gmail.com, anna@ubi.pt, kosenkoi@gmail.com, aleferrazsilva@hotmail.com

We consider dynamics of spacecraft attached to a rotating asteroid with a light inextensible tether. We study the domains attainable for the spacecraft depending on such problem parameters as the angular velocity of the asteroid, the tether length, the position of the anchor at the surface, etc. This problem arises to [1]. Equilibria of spacecraft sliding along a tether with both ends anchored to asteroid surface are studied in [2-4]. Equilibria of a space station connected to the Moon surface by two tethers are analyzed in [5]. Regular rotations of a spacecraft connected to a planet surface in the framework of restricted elliptical three-body problem are studied in [6].

1. E.L.-M. Lanoix, A.K. Misra, Near-Earth Asteroid Missions Using Tether Sling Shot Assist // J. Spacecraft and Rockets. 2000. Vol. 37. № 4. P.475-480.

2. А.В. Родников. О влиянии леерной связи на движение гантелевидного телав центральном ньютоновском силовом поле // Нелинейная динам. 2009. Т.5. № 4. С. 519–533

3. А.В. Родников. О движении материальной точки вдоль леера, закреплённого на прецессирующем твёрдом теле // Нелинейная динам. 2011. Т.7. №2. С. 295–311.

4. А.В. Родников. О компланарных равновесиях космической станции на тросе, закреплённом на прецессирующем астероиде // Нелинейная динам. 2012. Т. 8. №2. С. 309–322.

5. А.А. Буров, И.И. Косенко. Об относительных равновесиях орбитальной станции в областях, прилегающих к треугольным точкам либрации // Доклады РАН. 2007. Т. 416. №3. С. 335–337.

6. A. A. Burov, A. D. Guerman, and I. I. Kosenko, Dynamics of tethered system connected to a planet surface// Advances in the Astronautical Sciences. 2014 (accepted to print).

ВОЗМОЖНОСТИ ПЕРЕВОДА АСТЕРОИДА ОТ СОУДАРЕНИЙ С УЧЕТОМ РЕЗОНАНСНЫХ ВОЗВРАТОВ

Л.Л. Соколов, Н.А. Петров, А.А. Васильев
Санкт-Петербургский государственный университет

lsok@astro.spbu.ru

Рассматриваются возможности перевода опасного астероида на орбиту, исключающую соударения на большом интервале времени.

Учитывается ограниченная точность исходной орбиты и большое число возможных соударений, связанных с резонансными возвратами. Примером является астероид Апофис, имеющий много возможных соударений, несмотря на уточнение его орбиты из наблюдений в 2013 году. Исследуются области возможных начальных данных Апофиса, ведущие к соударениям, а так же области, свободные от соударений, и их эволюция со временем. Оцениваются величины изменения скорости астероида, необходимые для перевода в области, свободные от соударений, в зависимости от момента изменения скорости, точности и других параметров орбиты в этот момент.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант 14-02-00804-а).

ОБЩИЙ МЕТОД АНАЛИЗА СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ ПЕРИОДИЧЕСКОГО ОБЗОРА

Ю.П. Улыбышев

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

Yuri.Ulybyshev@rsce.ru

Представлен новый приближенный метод анализа спутниковых систем периодического обзора на круговых орбитах с относительно большими временами перерывов на основе отображений условий видимости в двумерном пространстве инерциальной долготы восходящего узла – время. Ранее было предложено решение для систем с перекрывающимися долготными интервалами видимости каждого спутника на смежных витках с использованием нового геометрического образа – пилообразных поясах обзора, внутри которых перерывы не превышают одного орбитального периода. Однако, подобное решение неприменимо для спутниковых систем, в которых пояса обзора не образуются – это, как правило, соответствует большим перерывам видимости. Рассматривается более общий универсальный метод, основанный на последовательном суммировании долготных диапазонов видимости от витка к витку. Начальный интервал долготных диапазонов видимости рассчитывается аналитически один раз и далее на каждом витке учитывается только его сдвиг на величину межвиткового расстояния. При этом могут быть учтены возмущения орбит, например, прецессия долготы восходящего узла от сжа-

тия Земли. Используется математический алгоритм объединения одномерных интервалов в диапазоне долгот $0-360^\circ$. Время перерыва будет соответствовать витку, на котором будет образован один сплошной интервал в этом диапазоне долгот. Приводится описание расчетных алгоритмов анализа перерывов видимости для одиночных спутников и многоспутниковых систем. Предложенный метод позволяет выполнять расчеты без проведения моделирования для произвольных спутниковых систем (несимметричных и/или неоднородных), а также для произвольных наборов спутников. Метод позволяет выявлять вырожденные сочетания требований обзора и параметров орбит. При анализе систем на долговременных интервалах могут учитываться эволюция орбитальных элементов и их дискретные изменения при проведении орбитального маневрирования.

НЕОДНОРОДНЫЕ СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ НЕПРЕРЫВНОГО ГЛОБАЛЬНОГО ОБЗОРА НА ЭКВАТОРИАЛЬНОЙ И ОКОЛОПОЛЯРНЫХ КРУГОВЫХ ОРБИТАХ

С.Ю. Улыбышев

ФГУП ЦНИИХМ им. Д.И. Менделеева

wardoc5@rambler.ru

Традиционно для проектирования и развертывания спутниковых систем (СС) используются однородные группировки КА с одинаковыми высотами и наклонениями орбит. Это обусловлено отсутствием необходимости синхронизировать их орбиты внутри системы как по скорости прецессии линии узлов, так и поворота линии апсид, которая особо проявляется у эллиптических орбит. С другой стороны, использование неоднородных спутниковых систем (НОСС) увеличивает возможности и варианты их проектирования.

В докладе представлен метод проектирования НОСС непрерывного глобального обзора с использованием комбинации экваториальной и околополярных спутниковых сегментов на круговых орбитах. Получены уравнения для определения основных проектных параметров самой СС и условий ее замыкания при стыке сегментов. Проведен анализ особенностей построения таких околополярно-экваториальных спутниковых систем (ОПЭСС), их преимуществ и недостатков по сравнению с известными классами околополярными фазированными (ОПФСС) и кинематически правильными спутниковыми системами (КПСС). Рассмотрены вопросы оценки минимального потребного количества КА в СС для обеспечения заданной кратности обзора и представлены расчетные зависимости для классов ОПФСС и ОПЭСС с различным типом замыкания. Приведены примеры лучших ОПЭСС глобального обзора различной кратности, а также семейства СС при фиксированном числе КА и орбитальных плоскостей в них.

К ПРОЕКТУ УВОДА КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ ИОННЫМ ПУЧКОМ НА НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТАХ. ОСОБЕННОСТИ ДИНАМИКИ И УПРАВЛЕНИЯ

А.В. Пироженко, А.И. Маслова

Институт технической механики НАНУ и ГКАУ, Днепропетровск
alex.pirozhenko@mail.ru, maslova_anjyta@mail.ru

Проект LEOSWEEP – Improving Low Earth Orbit Security With Enhanced Electric Propulsion (Повышение безопасности низких околоземных орбит спомощью улучшенного электрореактивного двигателя) победил в рамках проводимого Европейской комиссией конкурса FP7-SPACE-2013. Проект направлен на создание в ближайшем будущем условий для активного удаления крупномасштабного космического мусора с помощью специального космического аппарата («пастуха») с ионным пучком.

Основной принцип предлагаемой системы увода мусора заключается в использовании потока ионов в качестве передающего силовой импульс средства. Поток ионов от ионного двигателя «пастуха» направляется на объект космического мусора. Скорость ионов порядка 30 км/с. Достигшие поверхности мусора ионы внедряются в его материал и полностью передают свой импульс. Для компенсации силы реакции на «пастухе» предполагается дополнительная двигательная установка.

В докладе кратко рассматриваются основные особенности проекта. Основное внимание уделяется постановке и обсуждению задач управления орбитальным, относительным и вращательным движениями системы «пастух»-цель.

На основе новых форм уравнений возмущенного кеплерова движения построены оценки изменения почти круговых орбит системы под действием силы, направленной по трансверсали к орбите.

Показана возможность стабилизации относительного движения системы «пастух»-цель управлением только трансверсальным ускорением «пастуха».

ОПТИМИЗАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ МАНЕВРОВ

В.Г. Адамян, Х.Г. Суварян

Государственный инженерный университет Армении
vgadamyam@mail.ru, xorsu13@rambler.ru

Предлагается метод нахождения оптимальной по расходу топлива переходной орбиты между компланарными эллиптическими орбитами произвольного взаимного расположения. Такая переходная орбита ищется в семействе котангенциальных переходных орбит, параметры которых и значения импульсов скоростей, управляющих движением космического аппарата

при переходе, определяются в явном виде и зависят от параметров заданных орбит и истинной аномалии точки приложения первого импульса скорости. Вместо рассмотрения большого числа частных случаев, рассмотрено общее правило построения котангенциальных переходных орбит, которые огибают заданные орбиты. Метод позволяет получить каждую переходную орбиту как частный случай одного общего решения задачи. Для нахождения оптимальной орбиты перелета нужно найти такую точку на начальной орбите, при которой для соответствующего котангенциального перехода требуется минимальное приращение орбитальной скорости КА.

ФОРМИРОВАНИЕ ПРОГРАММЫ ОТДЕЛЕНИЯ ГРУППЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ В АВАРИЙНОЙ СИТУАЦИИ

А.В. Голубек

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» имени М.К. Янгеля», Украина, Днепрпетровск

info@yuzhnoye.com

При возникновении на борту ракеты-носителя аварийной ситуации и выдаче системой управления команд на прекращение полета общепринятым является отделение полезной нагрузки, состоящей из одного или нескольких КА. Это позволяет в отдельных случаях обеспечить их полет по нештатным орбитам с частичной реализацией задач выведения.

Контролируемая аварийная ситуация сопровождается обязательным отключением двигательной установки, что часто приводит к нерасчетному угловому движению ракеты-носителя относительно центра масс. При этом после отделения ракета-носитель и КА могут полететь по орбитам с близкими оскулирующими периодами обращения, что может привести к столкновениям на первых витках автономного полета. В то же время согласно Международной конвенции о нераспространении космического мусора необходимо выполнять меры по предотвращению орбитальных столкновений.

Следовательно, в процессе подготовки полётного задания на пуск возникает необходимость принятия решения о возможности отделения всех или части установленных КА в условиях развития аварийной ситуации на борту ракеты-носителя с обеспечением их дальнейшего безударного полета.

В результате проведенных исследований разработана стохастическая математическая модель совместного движения ракеты-носителя и КА на первых витках автономного полёта с учётом момента выявления аварийной ситуации и действующих возмущений процесса отделения. Создана методика принятия решения об отделении КА, в основе которой лежит решение асимметричной незамкнутой задачи коммивояжера с переменными весовыми коэффициентами.

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОБЛАСТИ СУЩЕСТВОВАНИЯ РЕШЕНИЙ ЗАДАЧИ
ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИИ КА С ОГРАНИЧЕННОЙ ТЯГОЙ*****А.В. Иванюхин*****НИИ ПМЭ МАИ**ivanyukhin.a@yandex.ru

При решении задач механики космического полёта с малой ограниченной тягой на практике часто возникают трудности, причины которых связаны не с используемыми численными методами, а отсутствием решения. Часто определить его существование аналитически или вследствие каких-либо элементарных рассуждений не возможно в виду отсутствия соответствующих теоремы и оценок. На практике эта проблема нивелируется усилиями и опытом, и в каждом конкретном случае может быть преодолена, но в общем случае остаётся открытой.

В настоящей работе анализируются основные причины отсутствия решений, предлагается методика определения области существования и подход к автоматизации процесса их нахождения. Предлагаемый подход основан на использовании принципа максимума Понтрягина и метода продолжения по параметру (гомтопии).

В качестве примера рассматриваются задачи межпланетного перелёта с конечной тягой, определяются их области существования и приводятся решения.

Секция 7

**Развитие космонавтики и фундаментальные проблемы
газодинамики, горения и теплообмена****О НЕВЯЗКИХ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУРАХ В УДАРНЫХ СЛОЯХ
ОКОЛО V-ОБРАЗНЫХ КРЫЛЬЕВ****М.А. Зубин¹, Ф.А. Максимов^{1,2}, Н.А. Остапенко¹**¹ НИИ механики МГУ, ² ИАП РАНostap@imec.msu.ru

Представлены результаты численного и экспериментального исследования структуры течения около V-образных крыльев различной геометрии с головной ударной волной, присоединенной к передним кромкам, при числах Маха 3, 6 и 10.

Установлено, что в плоскости симметрии течения около V-образных крыльев с увеличением угла атаки в дополнение к одной особенности Ферри узлового типа, расположенной в точке излома поперечного контура крыла, возникают еще две критические точки: растекания и стекания (вторая особенность Ферри, расположенная ближе к мостообразному скачку уплотнения маховской системы ударных волн). Она может быть как узлового, так и седлового типа. Во втором случае в вершинах контактных разрывов, выходящих из критической точки, по обе стороны плоскости симметрии располагаются вихревые структуры невязкого происхождения (вихревые особенности Ферри).

В рамках гипотезы об определяющем влиянии интенсивности контактных разрывов, порождаемых точками ветвления головной ударной волны, на возникновение в ударном слое вихревых структур невязкого происхождения найдены интервалы порогового изменения интенсивности контактных разрывов и числа Маха составляющей скорости, нормальной лучу конической системы координат, проходящему через точку ветвления. Показано, что установленные критерии удовлетворительно работают и при соответствующих величинах указанных параметров в точках ветвления внутренних ударных волн. Установлено, что при числах Маха невозмущенного потока, меньших 2.3, вихревые структуры в ударном слое не реализуются.

При высоких значениях критериальных параметров обнаружены переходные режимы течения "взрывного" характера, которые приводят к аномальному росту размеров маховской конфигурации ударных волн. Установлено, что при больших числах Маха с увеличением угла атаки масштабный

рост возмущенной области с вихревыми особенностями Ферри приводит к существенно неравномерному распределению давления в ударном слое. Значение давления в точке растекания в окрестности излома контура крыла в несколько раз превышает уровень давления за мостообразным скачком уплотнения, а он, в свою очередь, – уровень давления на эквивалентном клине.

Экспериментально показано, что установленные в рамках модели идеального газа критерии возникновения в ударном слое вихревых структур пригодны и для диагностики реальных конических течений, в том числе содержащих отрыв турбулентного пограничного слоя.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты №№ 12-01-00343, 15-01-02361). Расчеты проводились на МВС-100К МСЦ РАН.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ V-ОБРАЗНЫХ КРЫЛЬЕВ СО СВЕРХЗВУКОВЫМИ КРОМКАМИ

Ф.А. Максимов^{1,2}, Н.А. Остапенко¹

¹ НИИ механики МГУ, ² ИАП РАН

maximov@cfu.ru

Для расчета невязких течений между консолями V-образных крыльев со сверхзвуковыми кромками при углах раскрытия между консолями меньше и больше 180° предложены различные варианты построения сетки. Если острые передние кромки крыла сверхзвуковые, то в некоторой окрестности кромок реализуется однородное течение (течение с присоединенной ударной волной или волной разрежения). Фактически, в этом случае в точке, соответствующей кромке, реализуется решение, значение которого зависит только от направления, по которому поток приближается к кромке. Параметры течения вдоль лучей из кромки остаются постоянными в некоторой окрестности этих кромок. Решение обладает свойством конечности относительно вершина крыла в целом и, кроме того, свойством локальной конечности относительно кромок. Свойство локальной конечности течения может быть использовано в качестве граничного условия. Для описания многозначного решения в точке, соответствующей кромке, сетка строится в виде лучей из кромки, а в качестве граничного условия требуется, чтобы производные газодинамических параметров вдоль лучей были равны нулю. Данное условие называется условием локальной конечности течения.

Если рассматривается крыло с углом раскрытия меньше 180° , то сетка строится с использованием двух пучков прямых с центрами, расположенными на передних кромках. Узлы расчетной сетки определяются точками пересечения соответствующих прямых. Сетка отображается на прямоугольную расчетную область. Данный тип сетки позволил рассмотреть особенности

образования вихревых структур при маховом взаимодействии ударных волн. Необходимым условием успешного решения задачи является расположение границ в областях, где действительно реализуется локальная коничность течения. Если рассматривается крыло с углом раскрытия больше 180° , то использование двух пучков прямых из кромок приводит к сетке, которая отображается на две прямоугольные расчетные области с пересечением. Сочетание методов позволяет построить полную картину течения около V-образного крыла на наветренной и подветренной сторонах. При углах раскрытия около 180° описанные выше способа неприменимы, и реализовано другое построение сетки, которое может быть применено при углах раскрытия меньше, больше или равных 180° . Сетка строится между поверхностью крыла и внешней границей, состоящей из лучей, проведенных из кромок, и соединенных между собой полиномом Безье. Распределение узлов в расчетной области получается параболическим генератором, сетка строится слоями от тела, в начале по нормали к поверхности тела, а затем по направлению к узлам, задаваемым на внешней границе. На боковых границах сетка корректируется, так чтобы узлы лежали на лучах из кромок. Численные эксперименты показали достаточность условия коничности относительно кромок для получения адекватного решения.

В докладе приведены результаты моделирования обтекания крыльев, сопоставление расчетов на различных сетках. Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты №№ 12-01-00343, 15-01-02361). Расчеты проводились на МВС-100К МСЦ РАН.

ОСОБЫЕ РЕШЕНИЯ ПРИ ОТРЫВНОМ ОБТЕКАНИИ V-ОБРАЗНОГО КРЫЛА СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ ИДЕАЛЬНОГО ГАЗА

Р.Я. Тугазаков

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского

renatsan@yandex.ru

Исследования пространственных конических течений около V-образных крыльев обусловлены как теоретическим интересом к сложным течениям с многочисленными взаимодействиями газодинамических разрывов, так и практическим – по определению локальных и интегральных характеристик крыла. Из литературы известно, что в некотором диапазоне углов структура течения на наветренной стороне консоли близка к той, что реализуется при обтекании его в рамках идеального газа.

В настоящей работе приведены теоретические и численные исследования по обтеканию идеальным газом V-образного крыла в режиме больших углов атаки ($M = 2...4$), как при угле скольжения, так и без него. Рассматривается крыло с углом раскрытия между консолями 90° . Аналитически показано,

что при обтекании крыла со скольжением поток идеального газа отрывается от обтекаемой поверхности, когда в области отрыва (на линии стекания) реализуется локальный экстремум давления и происходит всплытие “вихревой” особенности Ферри. В случае симметричного обтекания крыла под большими углами атаки численно получены новые решения, когда в точке смыкания контактных разрывов происходит всплеск газа в виде струи вверх от центральной оси. В этом случае происходит отрыв потока газа в виде двух симметричных вихрей, располагающихся на вершине струи. Дано объяснение этому явлению.

ИНТЕНСИФИКАЦИЯ РЕЖИМА ГОРЕНИЯ ПРИ ИМПУЛЬСНО-ПЕРИОДИЧЕСКОМ ВОЗДЕЙСТВИИ НА СВЕРХЗВУКОВОЙ ВОЗДУШНЫЙ ПОТОК

В.А. Забайкин, П.К. Третьяков

ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск

vaz@itam.nsc.ru

В работе исследован способ импульсно-периодического газодинамического управления режимами горения в сверхзвуковом потоке. Эксперименты проводились в осесимметричном канале переменного сечения с начальным участком диаметром 50 мм и длиной 400 мм. Скорость потока соответствовала числу Маха $M = 2.2$; температура торможения $T = 1600...1700$ К. Топливо (водород) подавался через инжектор, расположенный по оси воздушного сопла. При подаче водорода в канал устанавливался диффузионный режим горения с плавным повышением статического давления по длине канала. В конце участка постоянного сечения производилось газодинамическое воздействие на поток впрыском воздуха (при использовании быстродействующего клапана) либо продуктов сгорания водородно-воздушной смеси (при установке генератора теплогазодинамических импульсов). При определенных параметрах воздействия это приводило к интенсификации горения с повышением статического давления по тракту канала. Показано, что положением зоны интенсивного горения можно управлять, изменяя энергию импульсов и расход топлива.

Работа выполнена по программе РАН III.22.6.2.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РЕГУЛЯРНОГО И МАХОВСКОГО ОТРАЖЕНИЯ ПРИ ИСТЕЧЕНИИ СТРУИ ГАЗА ИЗ СОПЛА

Л.Г. Гвоздева, А.Ю. Чулюнин

ОИВТ РАН, НИИ механики МГУ

gvozdevalq@mail.ru, chulyu-n@mail.ru

Известно, что структура сверхзвуковых газовых струй (для сильных ударных волн) определяется двумя видами отражения (пересечения) ударных волн — регулярными и маховским отражением. Процесс перехода от одного типа отражения к другому привлекает внимание многих научных групп, однако, несмотря на многолетнюю историю проблемы до сих пор не существует полного понимания данного процесса. В настоящей работе с помощью численного моделирования исследуется структура сверхзвуковой струи на выходе из сопла в зависимости от числа Маха и показателя адиабаты γ .

В качестве основного расчетного инструмента используется 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 тыс. элементов. В качестве дискретизации конвективных членов используется схема MUSCL 3-го порядка.

Особое внимание в работе было уделено методическому аспекту — исследованию влияния моделей турбулентности на получающиеся результаты. Показано, что модель $k-\epsilon$, которую часто используют в инженерных приложениях, показывает неудовлетворительные результаты по величине угла отхода волны, вместе с тем модели SST и SA показывают результат, хорошо согласующийся с экспериментальными данными.

В результате расчетов были получены структуры струи, соответствующие регулярному и маховскому отражениям. Показана зависимость области двойного решения от показателя адиабаты γ . Проведенные расчеты послужат основой для исследования нового типа конфигурации (нерегулярное отражение с отрицательным углом) при истечении струй из сопла.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 14-08-01070 А).

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТОРМОЖЕНИЯ ПОТОКА В КАНАЛАХ С РАЗДЕЛИТЕЛЬНЫМИ ПЕРЕГОРОДКАМИ РАЗЛИЧНОЙ ФОРМЫ

*Н.В. Гурылева, М.А. Иванькин, Д.А. Лапинский, А.М. Терешин
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского*

Представлены результаты экспериментальных исследований газодинамики течения торможения в каналах постоянного сечения с продольными разделительными перегородками. Рассмотрены способы, позволяющие выравнивать параметры потока в коротком канале с незавершенным псевдоскачком. Представленная работа является продолжением исследований, изложенных в ранее опубликованных трудах.

Экспериментальные исследования проведены в АДТ ТССМ ЦАГИ при $M = 1.8...3.5$ на модели представляющей собой плоский прямоугольный канал (соотношение сторон $b/h = 36/40$, длина $l = 200$ мм) с острыми передними кромками. Канал имеет прозрачные боковые стенки, позволяющие проводить визуализацию картины течения внутри него. Для измерения статического давления по длине канала его верхняя и нижняя стенки дренированы, в конце канала установлена гребенка для измерения полей полного давления.

Исследованы различные варианты разделительных перегородок толщиной 5 мм. Рассматривались следующие варианты:

- 1) сплошная перегородка, установленная на всю длину прямоугольного канала, разделяющая исходный канал на два канала с соотношением сторон $17.5/40$ и $13.5/40$;
- 2) проницаемая длинная перегородка, установленная аналогично варианту 1 (проницаемость обеспечивалась за счет продольных щелей вблизи стенок канала);
- 3) две коротких сплошных перегородки длиной 95 и 85 мм, расположенных последовательно с разрывом 20 мм между ними;
- 4) две коротких проницаемых перегородки, расположенных последовательно (отличие от варианта 3 – наличие продольных щелей вблизи стенок канала).

Для перемещения псевдоскачка вверх по потоку проводилось дросселирование канала модели механическим дросселем.

В результате испытаний было получено:

- для вариантов 1 и 3 (непроницаемые разделительные перегородки) псевдоскачок в процессе дросселирования развивался неравномерно: в канале с соотношением сторон $17.5/40$ развитие происходило быстрее, чем в канале с соотношением сторон $13.5/40$, что подтверждается визуализацией картины течения и распределением статического давления по длине канала.

- для вариантов 2 и 4 (проницаемые перегородки) обеспечивается одинаковое распространение псевдоскачка вверх по потоку для обоих каналов;
- для всех вариантов наблюдалась устойчивая фиксация псевдоскачка на передних кромках канала;
- для вариантов 3 и 4 (две коротких перегородки с разрывом) на разрыве между перегородками устойчивой фиксации псевдоскачка не наблюдается.

Эксперименты подтвердили, что установление газодинамической связи между каналами вблизи стенок, в области пограничного слоя позволяет существенно выровнять параметры потока (скорость, давление) по поперечным сечениям.

Полученные результаты могут быть применены при проектировании изоляторов и предкамерных диффузоров ВРД.

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (проект № 14-01-31448).

ИССЛЕДОВАНИЕ ИНТЕГРАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ “КРЫЛО – СОПЛО” ПРИ РАСПОЛОЖЕНИИ ДВИГАТЕЛЯ НАД КРЫЛОМ

Г.Н. Лаврухин, В.А. Талызин

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский

В связи с требованиями по существенному снижению уровня шума в нашей стране и за рубежом рассматриваются, как один из возможных вариантов, компоновки двигателей над крылом самолета, что позволяет экранировать шум двигателей непосредственно крылом. Однако при исследовании таких компоновок возникают проблемы интерференции струй силовой установки с планером самолета, увеличения потерь эффективной тяги двигателей и снижения аэродинамического качества. Основная задача аэрогазодинамических исследований таких компоновок – сведение к минимуму интерференционных потерь, потерь эффективной тяги выходных устройств и, как следствие, потерь тяги двигателей.

С целью определения особенностей интерференции системы “крыло–сопло” в АДТ ЦАГИ были проведены экспериментальные исследования характеристик модели сопла над крылом дозвукового самолета. Исследовалось сопло ТРДД без смешения потоков I и II контуров. Крыло перемещалось в горизонтальной и в вертикальной плоскости 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. Испытания проводились при дозвуковых скоростях потока при нулевом угле атаки крыла.

В результате испытаний было получено, что имеет место как отрицательная, так и положительная интерференция реактивной струи и внешнего турбулентного потока в компоновке “крыло–сопло”. При этом отрицательная интерференция приводит к увеличению потерь эффективной тяги сопла, а положительная интерференция приводит к увеличению подъемной силы и снижению сопротивления крыла.

Результаты испытаний показали, что можно выбрать такое положение сопла над крылом, где величина положительной интерференции компенсирует величину отрицательной интерференции и интегральное аэродинамическое качество компоновки близко к качеству изолированного крыла.

ПРИМЕНЕНИЕ АНАЛИТИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ В ЗАДАЧЕ ОТХОДА СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ ПРИ ОБТЕКАНИИ ЗАТУПЛЕННОГО ПРОФИЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ ВОЗДУХА

Т.М. Притуло

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского

Задача о тепловом воздействии при обтекании затупленного тела сверхзвуковым потоком до сих пор является одной из самых приоритетных в аэротермодинамике. В настоящее время существует множество численных методов исследования, но все они не работают в области затупления, где в районе критической точки существуют значительные градиенты давления. В данной работе предлагается аналитический подход к решению задачи обтекания затупленного профиля. При этом особое внимание уделено оценке параметра растекания скорости в особой точке ($\partial v / \partial y$), где в численных расчётах наблюдаются существенные расхождения.

Рассматривается плоская задача обтекания затупленного профиля. Сверхзвуковой поток набегаёт на тело, происходит отражение, и затем поток отходит от тела на некоторое расстояние L с образованием стационарного фронта ударной волны S . Задача решалась методом разложения в степенные ряды как параметров течения непосредственно за скачком уплотнения, так и параметров течения в особой точке вблизи носка затупленного тела. Производные, определяющие коэффициенты разложения в ряду Тейлора, находятcя путём дифференцирования системы уравнений Эйлера и уравнения неразрывности. Разложения в степенные ряды выписываются с точностью до линейных членов в разложении для скачка и с точностью до квадратичных членов в разложении для тела. Применение более высокой степени отрезка степенного ряда для фронта ударной волны нецелесообразно, так как это принесёт завихренность в поле течения. С другой стороны, использование

кубических членов в разложении вблизи особой точки профиля привносит новые неизвестные параметры в задачу, поэтому было решено ограничиться предложенными здесь отрезками степенных рядов.

К сожалению, в данной постановке задачи уравнение энергии превращается в тождество. Поэтому для полного решения задачи требуется ещё одно замыкающее уравнение. Было рассмотрено несколько вариантов сращивания решений, генерируемых разложениями за скачком и вблизи тела. В итоге задача свелась к поиску минимума функционала, характеризующего расстояние между двумя параметрически заданными кривыми.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ РАСПОЗНАВАНИЯ ОБРАЗОВ В ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ ГАЗОДИНАМИКЕ

С.Б. Базаров

МГУ им. М.В. Ломоносова

schreiben@umail.ru

Использование результатов математического моделирования течений газа, получаемых методами сквозного счёта, требует формализованного выявления газодинамических разрывов. Результат численного расчета – это набор массивов параметров, требующих дополнительного анализа. Цель описываемого подхода состоит в автоматизации обработки результатов проведенного численного моделирования газодинамического течения для получения структуры его сильных разрывов.

Рассматривается методика получения информации по цифровым изображениям, получаемым в результате численного моделирования. Для локализации разрывов течения газа и определения их типов применяется дискриминантный метод распознавания. Какой либо параметр течения трактуется как интенсивность изображения, к которому применяются методы цифровой обработки изображений для обнаружения линий перепадов яркостей. В результате получают точки, соответствующие разрывам течения. Затем проводится процедура классификации, относящая их к конкретному типу газодинамического разрыва.

Приводятся примеры применения описанного подхода к результатам моделирования конкретных течений. Показана эффективность такой визуализации структуры течения.

РАСЧЁТ ТЕЧЕНИЯ В ИЗОЛИРОВАННОМ ТРАПЕЦИЕВИДНОМ ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ С СИСТЕМОЙ ОТСАСЫВАНИЯ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ*Е.В. Новгородцев^{1,2}, Е.В. Карпов¹*¹ *ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского*² *МФТИ*

Проведено численное исследование влияния применения системы отсасывания пограничного слоя на структуру течения в изолированном трапециевидном воздухозаборнике. Получены поля течения на входе и в канале воздухозаборника. Численное моделирование течения выполнено с применением программного пакета ANSYS CFX (Customer N 501.02.4) для двух вариантов расчетной геометрии воздухозаборника, а именно с системой отсасывания пограничного слоя и без нее. В процессе расчета решалась система осредненных по Рейнольдсу стационарных уравнений Навье–Стокса с моделью турбулентности SST.

Геометрия входного участка воздухозаборника была спроектирована при помощи метода газодинамического конструирования. В соответствии с расчетной теоретической схемой течения, сжатие набегающего потока осуществляется тремя клиньями, а именно, горизонтальным (верхним) клином с углом наклона $\delta_{\text{кл}} = 10^\circ$ и двумя боковыми стреловидными клиньями-щёками. При расчетном числе Маха набегающего потока и при нулевых значениях углов атаки и скольжения три клина формируют единый косой скачок уплотнения, в плоскости которого лежат кромки клина, щёк и обечайки. При виде спереди кромки входа образуют равнобочную трапецию.

Блочно-структурированная гексагональная расчетная сетка, построенная для моделирования пространственного обтекания, содержала порядка 6 миллионов ячеек.

По результатам численных расчетов проведен сравнительный анализ полей течения в изолированном воздухозаборнике с системой отсасывания пограничного слоя и без нее. Обнаружено, что в результате интерференции замыкающего прямого скачка и пограничного слоя на поверхностях клиньев сжатия образуется λ -образная структура с обширной отрывной зоной. Вторая отрывная зона возникает за горлом воздухозаборника в месте искривления контура канала на участке положительного градиента давления. При отсутствии системы отсасывания пограничного слоя низконапорный след, возникающий из-за отрыва, распространяется вплоть до сечения, соответствующего расположению двигателя. Применение отсасывания пограничного слоя позволяет добиться уменьшения интенсивности и размеров областей отрывного течения.

Полученные в расчёте параметры течения впоследствии использовались для построения дроссельных характеристик исследуемого воздухозаборника, т.е. зависимостей коэффициента восстановления полного давления

v в сечении канала перед двигателем от коэффициента расхода воздуха f через него. Дросселирование канала моделировалось при помощи формирования за сечением двигателя участка канала, выполненного в форме сопла Лаваля с площадью критического сечения F_c . Профиль канала при этом строился с применением формулы Витошинского. При расчете каждой точки дроссельной характеристики площадь F_c варьировалась.

Анализ полученной картины течения и дроссельных характеристик воздухозаборника показал, что отсасывание пограничного слоя позволяет улучшить структуру течения, снизить отрицательное влияние отрывов, повысить значение коэффициента восстановления полного давления в сечении двигателя.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ ЛОБОВЫХ ВОЗДУХОЗАБОРНЫХ УСТРОЙСТВ

В.Е. Карпова, П.А. Мешенников

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский

В рамках работ по выбору формы лобовых сверхзвуковых воздухозаборных устройств ВРД проведено расчетное исследование внешнего и внутреннего обтекания нескольких вариантов осесимметричных воздухозаборников с профилированным каналом сложной пространственной формы. Расчеты выполнены с применением программного пакета CFD-FASTRAN (Customer N 2482) на блочно-структурированной гексагональной сетке. Результаты численного моделирования получены в рамках решения системы осредненных по Рейнольдсу стационарных уравнений Навье–Стокса в приближении ламинарного пограничного слоя.

Рассматривались варианты воздухозаборников, отличающихся формой тела торможения и внутренним трактом. В первом варианте воздухозаборника сжатие потока осуществляется спрофилированной изоэнтропической поверхностью, во втором – трёхступенчатым телом торможения, таким, что скачки от каждой из ступеней приходят на обечайку воздухозаборника. Форма профиля тела торможения определялась крейсерским числом Маха полета ЛА.

Для обоих вариантов ВЗ выполнено численное моделирование внешне-го и внутреннего обтекания на различных режимах и произведен сравнительный анализ их характеристик. В результате выбран вариант ВЗ с трехскачковым центральным телом, который устойчиво работает в широком диапазоне чисел Маха и углов атаки, а также обеспечивает высокий уровень внутренних характеристик. Для интеграции выбранного варианта воздухозаборного устройства с каналом-изолятором был проведен ряд численных исследований, в ходе которых произведен расчет дроссельных характеристик

при расчетном числе Маха и нулевом угле атаки путем моделирования противодавления, создаваемого в предкамерном диффузоре.

В результате исследований был выбран профиль проточного тракта воздухозаборного устройства, реализующий минимальный уровень газодинамических потерь.

ВЛИЯНИЕ ШИРИНЫ ЭКРАНА НА ВНУТРЕННИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОЛУКРУГЛОГО ВОЗДУХОЗАБОРНОГО УСТРОЙСТВА

Д.А. Рахманин, А.К. Трифонов

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский

Принципы проектирования воздухозаборников для летательных аппаратов заключаются в выработке научно-обоснованной системы конструирования основных элементов воздухозаборника и получении на основе экспериментально-расчетных исследований обобщенных зависимостей по обоснованию правильности выбранных решений.

Рассмотрены компоновки воздухозаборных устройств, расположенных под плоским экраном, являющимся элементом планера летательного аппарата. При больших сверхзвуковых скоростях полета расположение воздухозаборника под несущей поверхностью и его форма оказывает существенное влияние как на работу силовой установки, так и на внешние аэродинамические характеристики летательного аппарата. В этом случае экран одновременно создает подъемную силу и обеспечивает предварительное торможение сверхзвукового потока перед входом в воздухозаборник. Кроме улучшения внутренних характеристик воздухозаборника, комбинация экрана с воздухозаборником позволяет поднять уровень аэродинамического качества летательного аппарата. Это обусловлено тем, что при расположении воздухозаборника в возмущенной области часть сопротивления экрана, омываемого стружкой тока попадающей во вход исключается из внешних аэродинамических сил, действующих на летательный аппарат, и относится к внутреннему сопротивлению протока.

Для экранных воздухозаборников проведены обширные экспериментально-расчетные исследования по определению оптимальной формы и геометрии как экрана, так и непосредственно элементов воздухозаборников с учетом пограничного слоя на нижней поверхности экрана.

На основании экспериментально-расчетных исследований получены обобщенные зависимости, позволяющие определять конкретные формы и геометрические размеры как экрана, так и воздухозаборника при проектировании летательных аппаратов. При этом рассмотрены аэродинамические компоновки с полукруглыми воздухозаборниками при расположении их в носовой части летательного аппарата.

Представлены зависимости коэффициента расхода воздуха и коэффициента восстановления полного давления воздухозаборников от ширины и выноса экрана.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ФОРМИРОВАНИЯ ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА

И.В. Храмцов, П.В. Писарев, В.В. Пальчиковский, Р.В. Бульбович

ПНИПУ

rkt@pstu.ru

В настоящее время нет полной картины механизмов генерации шума турбулентным вихрем ни для какого физически реализуемого течения. Исследование акустических свойств вихревого кольца, в виду его элементарности (по сравнению со струей или сдвиговым слоем), может дать информацию об акустических свойствах более сложных течений.

С целью развития предсказательной теории генерации шума турбулентными течениями активно применяется численное моделирование акустических процессов. Ему должно предшествовать решение гидродинамических задач формирования вихревых структур. При этом задача формирования даже такого простого объекта, как вихревое кольцо, является достаточно сложной и требует существенных вычислительных ресурсов.

В данной работе проводится анализ газодинамических характеристик турбулентного вихревого кольца с высокой начальной скоростью, образующегося с использованием поршневого генератора вихревых колец.

Численное решение задачи проводилось в коммерческом пакете ANSYS CFX на основе решения нестационарных уравнений Навье–Стокса. Процессы рассматривались в трехмерной динамической постановке с учетом сжимаемости и вязкости среды. Моделирование движения поршня задавалось через движение стенки конструкции с постоянной скоростью. В качестве модели турбулентности принята LES модель с подсеточной моделью Смагоринского. Для расчетов использовался кластер “Центра высокопроизводительных вычислительных систем” ПНИПУ.

В результате проведенных вычислительных экспериментов получено соответствие численных результатов с автомодельной теорией динамики вихревого кольца и с экспериментами, с погрешностью не более 3%.

Работа выполнена при поддержке гранта Правительства РФ по п. 220.

**ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО ТЕПЛООБМЕНА В ПАНЕЛЬНОМ
ХОЛОДИЛЬНИКЕ-ИЗЛУЧАТЕЛЕ ЯДЕРНОЙ
ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ**

В.В. Чернаков

МАИ

chernakov@physics.msu.ru

Разработка перспективных средств межорбитальной транспортировки требует применения двигательных установок с электрореактивными двигателями (ЭРД). Очевидно, что применение плазменных ускорителей в качестве ЭРД возможно только при наличии на космическом объекте бортовой энергоустановки (ЭУ) для получения электроэнергии. Очевидным источником первичной энергии для бортовой электростанции нужной мощности является тепло, выделяемое в ядерном реакторе, при этом высокая эффективность системы преобразования энергии (СПЭ) позволяет снизить массу реактора и одновременно уменьшить нагрузку на систему отвода тепла в космическое пространство. Оптимальным вариантом считается система машинного преобразования с турбокомпрессорным агрегатом, работающим по газовому циклу Брайтона. Реализация газотурбинного цикла в условиях космического пространства требует осуществления замкнутого по теплоносителю контура, работоспособность и термодинамическая эффективность которого во многом определяется совершенством отвода тепла к холодному источнику. Поэтому создание системы отвода тепла является одной из первостепенных задач, решение которой определяет весь облик ядерной энергодвигательной установки (ЯЭДУ).

В данной работе представлена математическая модель неустановившегося режима теплообмена, учитывающая теплоемкость металла при изменении тепловой мощности сдвоенной панели панельного холодильника-излучателя (ПХИ) (моделируемый тип жидкого теплоносителя – тетракрезил-оксисилан). Такая модель позволяет проводить расчетные исследования поведения ПХИ на режимах запуска энергоблока (ЭБ) и переходных режимах, получить временные характеристики переходных процессов, протекающих в ПХИ, определить динамические забросы сброса тепла для жидкого контура газотурбинного преобразователя (ГТП). По этой модели была составлена разностная модель и разработан пакет программ, по которым проводились расчеты (изменения тепловой мощности сброса сдвоенной панели в зависимости от времени; оценка времени прогрева металла панели и выхода на установившейся режим теплообмена и других показателей). Результаты работы позволяют понять, как происходит прогрев панели ПХИ в рамках данной модели и как изменяются ее параметры с течением времени.

ВКЛАД СПЕКТРАЛЬНЫХ ЛИНИЙ АТОМОВ В РАДИАЦИОННЫЙ НАГРЕВ СВЕРХОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

С.Т. Суржиков

ИПМех им. А.Ю. Ишлинского РАН

surq@ipmnet.ru

Ряд актуальных задач, связанных с повышением достоверности предсказательных аэрофизических моделей, остаются нерешенными до настоящего времени. Среди них: развитие кинетических моделей неравновесной диссоциации и ионизации, моделей релаксационных и неравновесных радиационных процессов, создание эффективных расчетных кодов вычислительной механики, численно интегрирующих уравнения Навье–Стокса на структурированных и неструктурированных сетках в двухмерной и трехмерной постановках.

Создание в ряде космических агентств пилотируемых космических аппаратов нового поколения, ориентированных на возвращение на Землю шести космонавтов с орбитальной и сверхорбитальной скоростями, выдвигает новые требования к фундаментальной и прикладной аэрофизике, связанные с достоверным описанием процессов развитой ионизации в сжатом слое и переноса селективного теплового излучения с учетом спектра атомных линий.

Проблема переноса селективного излучения в атомных линиях была сформулирована около 50 лет назад. Уже тогда было показано, что принципиально важной эта задача может оказаться для сверхорбитального входа космических аппаратов. В настоящее время указанная проблема приобрела актуальный характер. Причем данную задачу необходимо решать в неравновесной постановке и, как минимум, в двухмерной геометрии.

Каждая из задач радиационного переноса и радиационно-газодинамического взаимодействия традиционно включает в себя ряд сопряженных задач, которые являются предметом исследования не только аэрофизики орбитального и сверхорбитального входа космического аппарата в атмосферу, но также широкого круга проблем физической газовой динамики астрофизических течений. Среди них: расчет спектральных оптических свойств в условиях неравновесной заселенности возбужденных состояний атомов и молекул (и их ионов), интегрирование уравнения переноса селективного теплового излучения по пространству, угловым переменным и по частоте электромагнитного излучения, создание эффективных расчетно-теоретических моделей радиационно-газодинамического взаимодействия.

Представлены результаты двухмерных расчетов лучистого нагрева космических аппаратов Fire-II, Stardust, Orion и пилотируемого транспортного корабля (ПТК), входящих в плотные слои атмосферы Земли с орбитальной и сверхорбитальными скоростями. Особенностью выполненного исследования

является учет атомных линий атомов и ионов с использованием компьютерной платформы NERAT-ASTEROID. Указанная компьютерная платформа предназначена для решения полной системы уравнений радиационной газовой динамики вязкого, теплопроводного, физически и химически неравновесного газа и радиационного переноса в двухмерной и трехмерной геометрии.

Спектральные оптические свойства высокотемпературных газов вычисляются по всему полю течения с использованием *ab-initio* квазиклассических и квантово-механических методов. Расчет переноса селективного теплового излучения выполнены с использованием *line-by-line* метода на специально генерируемых расчетных сетках по длине волны излучения, позволяющих достичь заметной экономии вычислительных ресурсов при подробном описании контуров атомных линий.

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ И КИНЕТИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ПРОНИКНОВЕНИЯ МЕТАНО-КИСЛОРОДНОГО ПЛАМЕНИ ЧЕРЕЗ ОДИНОЧНЫЕ ОТВЕРСТИЯ И МЕЛКОЯЧЕИСТЫЕ ПРЕПЯТСТВИЯ

И.М. Набоко¹, Н.М. Рубцов², Б.С. Сеплярский²,

В.И. Черныш², Г.И. Цветков², К.Я. Трошин³

¹ ОИВТ РАН, г. Москва

² ИСМАН, г. Черноголовка

³ ИХФ им. Н.Н. Семенова РАН, г. Москва

nmrubtss@mail.ru

Распространение пламени в трубах и каналах важно для установления критериев безопасной прокачки газов по трубам, обеспечения взрывобезопасности в электроэнергетике, добывающих и нефтехимических отраслях промышленности, а также для обеспечения полноты конверсии газа в двигателях внутреннего сгорания.

В работе представлены экспериментальные результаты по распространению пламени в цилиндрическом канале с препятствиями. Цель работы состояла в том, чтобы выявить особенности проникновения ФП через одиночные препятствия с одним круглым отверстием и мелкоячеистые препятствия, а также оценить эффективность таких препятствий для подавления горения метана.

Эксперименты проводились со стехиометрическими смесями метана с кислородом, разбавленными CO₂ и Kr, при начальных давлениях 100...200 Торр, и 298 К в откачиваемом горизонтальном цилиндрическом кварцевом реакторе длиной 70 см и диаметром 14 см. В середине реактора располагали сеточные сферы или плоские сеточные препятствия из нержавеющей стали. Результаты, полученные с мелкоячеистыми препятствиями, сравнивались с данными опытов по прохождению пламени через плоские

препятствия с одиночными центральными отверстиями. Скоростная съемка динамики ФП выполнялась с помощью цветной скоростной цифровой камеры Casio Exilim F1 Pro (частота кадров 600 с^{-1}).

Было обнаружено, что ФП после препятствия не возникает в непосредственной близости от препятствия, первый очаг воспламенения может наблюдаться сравнительно далеко от поверхности препятствия; чем меньше диаметр отверстия, тем дальше от препятствия возникает фронт пламени. При использовании препятствия в виде сеточной сферы ФП возникает на наибольшем расстоянии от препятствия. “Скачок” пламени через одиночное препятствие наблюдается при начальных давлениях меньше атмосферного; кроме того, пламя “проскакивает” через препятствие заметно дальше, чем в стехиометрической смеси при 1 атм. Отметим, что накопление свободных радикалов позади препятствия наблюдается экспериментально. Смешивание этих радикалов с непрореагировавшей горючей смесью повышает воспламеняемость смеси. Это означает, что при анализе следует учитывать основные особенности кинетического механизма горения.

Было выполнено качественное двумерное численное моделирование прохождения пламени через препятствие с использованием уравнений Навье–Стокса с химической реакцией в приближении малого числа Маха. Рассматривалось одиночное плоское препятствие с центральным отверстием и сетка круглой формы, вставленная в плоское препятствие. Было показано, что такой анализ позволяет качественно описать экспериментальные особенности проникновения ФП через одиночное препятствие, а именно, возникновение фронта пламени не в непосредственной близости от препятствия, а в некотором расстоянии позади него. Учёт цепного механизма превращения позволяет описать движение зоны реакции назад к препятствию после проскока пламени. Следовательно, хотя возникновение “скачка” пламени определяется в основном газодинамическими особенностями проникновения горючего газа через препятствие, кинетический механизм горения также заметно влияет на процесс. Закономерности прохождения фронта пламени через сферическую сетку также качественно совпадают с экспериментом: ФП возникает на наибольшем расстоянии (по сравнению с плоским препятствием).

Проведена оценка эффективности препятствий при подавлении распространения пламени метана. Влияние препятствий выражается двойственным способом. С одной стороны, взаимодействие ФП с препятствием может вызвать развитие неустойчивости пламени, способствуя ускорению ФП. С другой стороны, контакт ФП с поверхностью препятствия может привести к увеличению вклада гетерогенных реакций, в особенности обрыва реакционных цепей, а также к увеличению тепловых потерь. Было установлено, что два полусферических мелкоячеистых препятствия действуют как одно плоское.

Было показано наличие границы (одно препятствие в условиях нашего эксперимента) между режимами ускорения пламени и его подавления, обусловленного как обрывом цепей, так и тепловыми потерями на поверхности препятствия.

На примере проникновения пламен разбавленных инертными газами смесей метана с кислородом (общее давление до 200 Торр) через одиночные отверстия и мелкочаеистые препятствия установлено, что воспламенение после одиночного препятствия может наблюдаться сравнительно далеко от поверхности препятствия. Показано, что использование сеточной сферы как препятствия приводит к увеличению длины “скачка” пламени за препятствием по сравнению с круглым отверстием. Показано, что два или более мелкочаеистых препятствий существенно подавляют распространение пламени.

Результаты, полученные при визуализации развития неустойчивости фронта пламени, важны для решения проблем безопасности взрыва для объемов со сложной геометрией.

Работа выполнена при финансовой поддержке программы фундаментальных исследований Президиума РАН (П-26_2014г).

О РАЗРУШЕНИИ МЕТЕОРНЫХ ТЕЛ В АТМОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

Н.Г. Сызранова¹, В.А. Андрущенко¹, В.А. Головешкин²
¹ИАП РАН, ²МГУПИ

nina-syzranova@ya.ru, andrusvictor@ya.ru, nikshevolog@ya.ru

В настоящей работе рассматривается проблема разрушения метеорных тел под действием тепловых и силовых нагрузок в атмосфере Земли. Рассматривается характер теплового взаимодействия между набегающим потоком и поверхностью метеорита, приводящий к интенсивному испарению материала метеорита.

Исследуются процессы фрагментации метеорного тела за счет силовых нагрузок в рамках модели последовательного дробления с учетом влияния масштабного эффекта на предел прочности объекта.

Рассматривается также механизм разрушения фрагментов метеорных тел из-за возникающих температурных напряжений при движении в атмосфере Земли. Установлено, что термические напряжения не играют большой роли для крупных метеорных тел, а если размер обломка достигает нескольких сантиметров, то образующиеся градиенты температуры могут разрушить небольшие обломки до размеров крупной пыли, которая быстро расплавится и испарится в высокотемпературном воздухе.

Следует отметить, что в большинстве работ при исследовании процесса испарения и фрагментации метеорных тел параметр уноса массы полагается

постоянным, здесь же учитывается изменение его величины со временем вдоль траектории полета.

В качестве примера рассматривается процесс разрушения Челябинского метеорита в атмосфере Земли. Полученные результаты качественно правильно отражают процесс разрушения метеорита в атмосфере, дают возможность проводить анализ и давать заключения о характере разрушения метеорных тел в атмосфере Земли.

ЭНТРОПИЯ И ЗАКОНЫ СОХРАНЕНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ВРД

М.Я. Иванов, В.К. Мамаев

ЦИАМ им. П.И. Баранова

ivanov@ciam.ru

Важным материалом для раскрытия физической сути энтропии и потерь полного давления служит накопленный практический опыт создания высокотемпературных силовых установок. Следует указать на отсутствие сегодня достаточно надёжной теории, позволяющей на начальной стадии создавать удовлетворительные проекты воздушно-реактивных двигателей (ВРД) IV и V поколений, работающих при высоких значениях температуры в камерах сгорания (порядка 1800...2200 К и выше). Первые изготовленные опытные образцы новых высокотемпературных двигателей не в состоянии обеспечить параметры, соответствующие заданным проектным параметрам. Проектировщики современных ВРД отмечают наличие “непредвиденных” тепловых потерь при реализации рабочего процесса. Указанные потери обуславливают существенное рассогласование режимов работы основных узлов двигателя (для турбореактивных двигателей – камеры сгорания, турбины и компрессора, для прямоточных высокоскоростных двигателей – камеры сгорания, сопла и воздухозаборника). В связи со сказанным требуется длительная техническая доводка новых высокотемпературных двигателей, приводящая к дополнительным временным и финансовым затратам. Настоящее исследование указывает некоторые подходы к учету дополнительных тепловых потерь (прежде всего, повышенных радиационных потерь). В частности, выполненный анализ позволяет обосновать стратегию выбора схем и параметров новых высокотемпературных ВРД, реализующих в своей работе тепловой цикл Брайтона. Стратегия опирается на замкнутую систему термодинамически согласованных законов сохранения массы, импульса и энергии. Из рассмотрения указанной замкнутой системы естественным образом следует физический смысл фундаментального термодинамического понятия энтропии, потерь полного давления и регистрируемого эффекта рассеяния энергии с помощью канала теплового излучения.

Исходя из закона сохранения энергии

$$\frac{d}{dt} \iiint_{\omega(t)} \rho \left(\frac{1}{2} q^2 + e \right) d\omega = - \iint_{\gamma(t)} \rho \vec{u} \cdot n d\gamma + \iint_{\gamma(t)} W d\gamma + \iiint_{\omega(t)} Q d\omega$$

при наличии лучистого теплового потока в камере сгорания ВРД порядка 1000 кВт/м² несложно провести оценку требуемого дополнительного сжатия воздушного потока перед камерой сгорания. Указанная оценка дает величину порядка нескольких атмосфер и проясняет возникающие затруднения в проектировании высокотемпературных ВРД.

Также в работе рассмотрены связанные с понятием энтропии некоторые вопросы теоретической и технической теплофизики.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РАСПОЛОЖЕНИЯ ОБЛАСТИ ТЕПЛОТВОДА И ГОРЕНИЯ В БЛИЖНЕМ СЛЕДЕ ТЕЛА ВРАЩЕНИЯ НА ЕГО ДОННОЕ ДАВЛЕНИЕ И СОПРОТИВЛЕНИЕ

В.В. Болголепов¹, И.К. Ермолаев², Л.Д. Сухановская³

¹ ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского

^{2,3} НИИ механики МГУ

vld.bogol@mail.ru, suhan.ld@mail.ru

Проблема снижения сопротивления тела вращения, обтекаемого сверхзвуковым потоком, одна из важных и существенных проблем исследований в области аэродинамики и является частью общей проблемы отрывных течений. Это связано с тем, что указанные тела имеют в качестве практических аналогов различные типы летательных аппаратов. Донное сопротивление летательного аппарата – часть профильного сопротивления, вызванная наличием области срыва потока за донным срезом тела вращения, обтекаемого скоростным потоком. Исследования газодинамики ближнего следа за последнее время показали, что наиболее приемлемым способом уменьшения донного сопротивления является подвод тепла или массы либо того и другого одновременно в донную область тела вращения.

В НИИ механики МГУ в течение многих лет проводятся экспериментальные исследования в этом направлении. Были исследованы следующие способы воздействия на физическую картину течения в донной области, представляющие фундаментальный и прикладной интерес и влияющие на величину донного давления, соответственно, на величину донного сопротивления:

– вдув в донную область реагирующих продуктов неполного сгорания смесевых ракетных топлив или пиротехнических составов;

– теплоподвод в донную область за счет тепловыделяющих элементов (ТВЭЛ) на основе так называемых безгазовых пиротехнических составов типа термитов до 3100 °С (эти исследования являются приоритетными);

– теплоподвод за счет ТВЭЛ на основе высокоэнергетической смеси металлических порошков (ВСМП), обладающей высокой температурой горения и концентрацией выбрасываемых в донную область частиц металла (аналог гетерогенных пиротехнических составов);

– теплоподвод за счет ТВЭЛ с ВСМП и магнитами-кольцами, установленными либо во внутренней полости модели донного теплового генератора (ДТГ), либо на его торце.

Перечисленные способы экспериментально исследованы при числе Маха от 1.7 до 6.0. Величина снижения донного сопротивления существенно зависит от компоновочной схемы ДТГ, газодинамической схемы вдува и способа теплоподвода. Были изучены:

– различные конструктивные схемы размещения пиротехнических элементов с реализацией горения на их боковой поверхности или торцах, а также под углом к оси тела вращения; влияние стационарного и пульсирующего горения пиротехнических составов и их комбинации;

– влияние кормовых отражателей на повышение донного давления;

– влияние испарения вольфрама с поверхности карбид-кремниевых ТВЭЛ с электроподогревом;

– рассмотрена возможность теплоподвода в донную область тел вращения с использованием пылевой плазмы, полученной при горении оксидно-металлического порошкового композита на основе окиси вольфрама.

Результаты исследований показали, что можно обеспечить снижение донного сопротивления от 15 до 60 %. Данные исследования показали также, что существуют резервы снижения донного сопротивления как за счет совершенствования газодинамических схем, так и за счет улучшения энергетических, расходных характеристик пиротехнических составов и тепловыделяющих элементов.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 12-01-00535).

**ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕРМОХИМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ МАТЕРИАЛОВ
ПРИ СВЕРХВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУРАХ В АДТ ВАТ-104*****Б.Е. Жестков, Н.О. Мятковский, И.В. Сенюев,******В.В. Штапов, М.М. Целунов******ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского******bzhestkov@mail.ru***

Основной проблемой при создании гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) является разработка эрозионноустойчивых материалов, причем требования к жаростойкости и жаропрочности все время растут. Высокие требования к материалам связаны с тем, что при полете ГЛА в верхних слоях атмосферы его поверхность подвергается одновременному воздействию агрессивного плазменного потока воздуха, предельно высоких тепловых и механических нагрузок. В сильной головной ударной волне происходит практически полная диссоциация молекул воздуха, возбуждение электронных уровней частиц и ионизация. В результате аппарат обтекается химически очень активной смесью атомов кислорода и азота, возбужденных частиц и ионов. Тепловой поток к изделию и температура поверхности достигают экстремальных значений, что может привести к катастрофическому разрушению теплозащиты за счет термохимических процессов.

В связи с наличием этих сложных процессов исследования образцов керамических композиционных материалов проводились в аэродинамической трубе ВАТ-104 ЦАГИ, позволяющей достаточно хорошо моделировать условия полета ГЛА в верхних слоях атмосферы.

Для измерения распределения температуры на передней и тыльной поверхности образца используются 2 яркостных пирометра на базе CCD камер для научных исследований с интерференционными фильтрами. Для уменьшения влияния подсветки из подогревателя и плазменного потока использовалась регистрация излучения на длине волны 0.89 мкм. При испытаниях дополнительно велась запись обтекания на бытовую видеокамеру Sony. Для калибровки оптической системы на место модели устанавливался эталонный источник света. До проведения испытаний степень черноты ряда моделей измерялась в лаборатории ЦАГИ с помощью спектрофотометра SPECORD M40 при комнатной температуре.

Проведены исследования 15 образцов керамического композиционного материала. Образцы устанавливались на оси потока на корундовой сололке диаметром 3-4 мм и длиной 25-35 мм. Корундовая сололка вставлялась в державку из SiC-SiC материала, которая устанавливалась на координатном механизме. Использование корундовой сололки позволяет установить образец в потоке, достаточно хорошо его теплоизолировать и проводить испытания образцов до температур, при которых температура сололки не достигает 2300 К. Образцы испытывавшихся керамических композиционных материа-

лов имеют высокую теплопроводность, в результате чего весь образец нагревается при испытании до практически одной и той же температуры и интенсивно излучает. Для нагрева образцов до температур, превышающих 2100 К, пришлось устанавливать за образцом отражающие экраны из теплоизолятора ВТНК. Взвешивание образцов производится на электронных аналитических весах Vibra HT-120CE, а обмер – электронным штангенциркулем.

Испытания в АДТ ВАТ-104 сопровождаются численным моделированием обтекания и теплообмена моделей на основе нестационарных двумерных уравнений Навье–Стокса с учетом реакций диссоциации и рекомбинации. Температура образцов при испытаниях составляла 1900...2800 К. Наблюдалось интересное явление. На поверхности ряда образцов образовывалась светлая пленка, имеющая низкую теплопроводность и повышенную каталитическую активность. Устанавливались высокие значения температуры поверхности пленки, близкие к радиационно-равновесным значениям. С использованием зависимости температуры поверхности образцов от каталитической активности материала для различных режимов установки ВАТ-104 получено, что константа скорости гетерогенной рекомбинации атомов воздуха на исследуемом материале составляет $K_w = 30$ м/с.

Образцы хорошо выдержали испытания в гиперзвуковом потоке воздушной плазмы. Средний унос массы образцов составил 1,57 % за время испытания (800 с).

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАДИАЦИОННО-КОНДУКТИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА ПРИМЕНИТЕЛЬНО К СОВРЕМЕННОМУ ЭТАПУ РАЗВИТИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

И.С. Виноградов

ФИАН им. П.Н. Лебедева, Астрокосмический центр

vinogradov@asc.rssi.ru

Современный этап развития ракетно-космической техники характеризуется необходимостью экономичной, ресурсосберегающей реализации сложных амбициозных проектов. В области научного космоса к их числу относятся, в первую очередь, радиоастрономические проекты, в которых в состав космического аппарата, его бортового комплекса научной аппаратуры входят прецизионные крупногабаритные конструкции и системы телескопов. В России это космические телескопы “Радиоастрон” и “Миллиметрон”.

Одним из главных направлений в создании космических телескопов является обеспечение требуемых тепловых режимов конструкций. Возрастают требования по точности обеспечения тепловых режимов, крупные габариты конструкций не позволяют решить задачи полномасштабной наземной теп-

ловой отработки в полной мере без создания дорогостоящих уникальных стендов.

В этих условиях нет альтернативы дальнейшему поиску разумных сочетаний экспериментальных и расчетно-теоретических подходов. В методологическом отношении перспективным, на наш взгляд, является развитие методов решений задач радиационно-кондуктивного теплообмена в системах тел, в виде которых естественным образом формализуется большинство расчетов, связанных с обеспечением тепловых режимов современных космических аппаратов (КА), преимущественно негерметичных для увеличения сроков активного существования и улучшения летно-технических характеристик (в первую очередь, габаритно-массовых).

В настоящее время приобретен значительный положительный опыт обеспечения тепловых режимов конструкций и систем КА (в рамках работ по созданию космических телескопов “Радиоастрон” и “Миллиметрон”) на основе решения задач радиационно-кондуктивного теплообмена в системах тел и исследования температурных полей численными методами, с использованием как программных средств собственной разработки, так и универсальных программных комплексов, получивших значительное развитие и распространение у нас в последние двадцать лет. Приводятся примеры расчетных моделей, разработанных для моделирования тепловых режимов конструкций и систем космических телескопов “Радиоастрон” и “Миллиметрон”, результаты проведенного с их помощью теплового анализа.

**ОБТЕКАНИЕ МОДЕЛЕЙ В МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОЙ
ГИПЕРЗВУКОВОЙ УДАРНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ**
М.А. Котов, Л.Б. Рулева, С.И. Солодовников, С.Т. Суржиков
ИПМех им. А.Ю. Ишлинского РАН, г. Москва
ruleva@ipmnet.ru, mikhail_kotov88@mail.ru

Гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба ИПМех РАН успешно эксплуатируется одновременно в двух функциональных возможностях: как для исследования ударно-волновых характеристик газовых смесей на скоростях Маха $M = 5 \dots 7$, так и для обтекания моделей летательных аппаратов сложной геометрии на гиперзвуковых скоростях.

Для некоторых исследований достаточно такой конфигурации газодинамической установки, в которой соединены: камера высокого давления, камера низкого давления и измерительный блок. Камеры высокого и низкого давления разделены мембранным блоком с медной мембраной. Перед напуском рабочего и толкающих газов осуществляется глубокая вакуумная откачка. Ударная волна инициируется повышением давления рабочего газа до давления вскрытия мембраны. Динамическое давление падающей и от-

раженной ударной волны измеряется пьезоэлектрическими высокочастотными датчики давления, расположенными по всей установке, преобразовывается в цифровой код на нескольких блоках аналого-цифровых преобразователей, регистрируется в компьютере и отображается в виде графиков зависимости динамического давления от времени.

Подсоединенная к описанной выше установке через сверхзвуковое сопло вакуумная камера с оптическими окнами расширяет возможности газодинамической установки в целом. Входное отверстие гиперзвукового сопла пропускает часть газовой смеси подошедшей к нему ударной волны, которая со сверхзвуковой скоростью истекает из него на модели. Другая часть газовой смеси в ударной волне отражается от торца сопла, затем от противоположного торца и опять истекает со сверхзвуковой скоростью на модели. Регистрация структуры обтекания моделей сложной формы производится с помощью высокоскоростной видеокамеры.

За одну инициацию ударной волны с изначально высоким числом Маха исследуются процессы на достаточно протяженном отрезке времени, падающие и отраженные ударные волны, а также обтекание порционными сверхзвуковыми потоками моделей летательных аппаратов при снижающейся скорости ударной волны, например, $M = 7, 6, 5$.

В работе приводятся видеоряды обтекания группы моделей сложной формы при разных числах Маха, зарегистрированные в одном эксперименте, и соответствующие им графики давления падающей и отраженной ударной волны. Модели острых клиньев, затупленных клиньев и сферы в экспериментах располагались как отдельно, так и парами, как по оси симметрии сверхзвукового потока, так и под углами атаки к набегающему потоку.

Многофункциональность гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы ИПМех РАН позволяет выполнить исследования как ударной волны, так и обтекания сверхзвуковым потоком моделей летательных аппаратов, а также сократить время экспериментальных исследований при различных числах Маха за одну инициацию ударной волны.

ПРИБЛИЖЕННАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВЧ-РАЗРЯДА И КООКСИАЛЬНОГО ИМПУЛЬСНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ

В.В. Кузенов^{1,2}

¹ *ИПМех им. А.Ю. Ишлинского РАН*

² *ВНИИ автоматики им. Н.Л. Духова*

vik.kuzenov@gmail.com, vik_kuzenov@mail.ru

В работе рассматривается приближенная математическая модель ВЧ-источника плазмы геликонного типа и коаксиального магнитоплазменного ускорителя.

В рамках линейной электродинамики построена приближенная математическая модель физических процессов в ВЧ-источнике низкотемпературной разреженной плазмы, которая позволяет решить самосогласованную задачу нахождения математических связей между вкладываемой мощностью, параметрами плазмы и электромагнитными полями, возбуждаемыми в цилиндрически симметричном ВЧ-источнике плазмы.

На группе экспериментальных данных произведена первоначальная верификация отдельных результатов численных расчетов, выполненных с использованием самосогласованной приближенной квазиодномерной математической модели ВЧ-источника плазмы. В целом, результаты проведенного в работе сравнения расчетных и экспериментальных данных ВЧ-источника можно признать удовлетворительными. Выполненные расчеты показали, что перспективным направлением является использование ВЧ геликонного разряда в качестве первой ступени ВЧ СПД.

В работе разработана физико-математическая модель коаксиального импульсного плазменного двигателя, использующего ВЧ-разряд низкого давления, который помещен во внешнее магнитное поле и предназначен для создания неравновесной низкотемпературной плазмы. Выполнены расчеты напряженностей электрического и магнитного поля, индуктивности коаксиальной системы “плазменный цилиндр – электрод”. Осуществлена оценка вклада различных видов энергии в формирование процесса ускорения и трансформации одного вида энергии в другой. Рассматриваемые ВЧ двигательные установки могут применяться в качестве двигателей коррекции и ориентации геостационарного или низкоорбитального (с массой менее 100 кг) КА, а также маршевых двигателей. Кроме того, из результатов исследований следует, что имеется возможность использования ВЧ-источника плазмы и импульсного коаксиального магнитоплазменного ускорителя для нанесения различных функциональных покрытий на металлические поверхности.

Работа выполнена при поддержке Минобрнауки России и в рамках программы фундаментальных исследований РАН.

ВЛИЯНИЕ ГРАНУЛИРОВАНИЯ И СПУТНОГО ПОТОКА ГАЗА НА ЗАКОНОМЕРНОСТИ ГОРЕНИЯ СМЕСЕЙ Ni + Al

Б.С. Сеплярский, Р.А. Кочетков, Н.М. Рубцов

ИСМАН, г. Черноголовка

sepl@ism.ac.ru

В данной работе проводилось исследование закономерностей горения как порошковых, так и гранулированных смесей Ni + Al насыпной плотности как при продуве образца аргоном или азотом (спутная фильтрация), так и без

продува. В работе использовался порошок никеля, получаемый электролитическим способом – никель марки ПНЭ-1. Также использовался порошок алюминия АСД-4. Горение образцов насыпной плотности осуществлялось в оригинальной экспериментальной установке. Данная установка позволяла сжигать смесь при продуве газовым потоком, измерять расход и давление газа в процессе горения, а также получать видеозаписи процесса горения. На основании покадровой обработки видеозаписей процесса горения рассчитывалась видимая скорость распространения фронта реакции. Поток газа (спутная фильтрация) обеспечивался наличием фиксированного перепада давлений на входе и выходе из трубки, не превышавшего 1 атм.

В ходе проведенных исследований было установлено, что эквимольная смесь порошков Ni + Al горит следующим образом. По смеси стационарно распространяется слабо светящийся плоский фронт. За ним, то отставая, то догоняя первый фронт, движется второй фронт, в котором происходит сгорание исходных реагентов, не полностью сгоревших в первом фронте. Внешне горение выглядит следующим образом. На боковой поверхности засыпки возникает яркий очаг, который охватывает всю боковую поверхность и практически сливается с первым фронтом. Первый фронт продолжает двигаться и между ним и местом, где остановился второй фронт, возникает относительно темная область. Затем на боковой поверхности засыпки опять возникает яркий очаг и процесс повторяется. Такой характер горения нашел отражение во внешнем виде продуктов синтеза. Полученный цилиндрический образец состоит из чередующихся светлых и темных полосок. Продув засыпки аргоном не привел к существенному изменению скорости и характера распространения фронта горения. Продув засыпки азотом привел к незначительному увеличению скорости горения и переходу от пульсирующего режима горения в верхней части засыпки к спиновому в нижней части засыпки. Грануляция исходной смеси привела к кардинальному изменению режима горения. Исчезли пульсации, горение распространяется в виде единого фронта. Спутный поток азота, в отличие от порошковой смеси, стабилизирует фронт горения и делает его более плоским. Скорость горения увеличивается в полтора раза. Такое принципиальное изменение режима горения, по-видимому, связано с тем, что грануляция делает невозможным реализацию конвективно-кондуктивного режима горения смеси Ni + Al, который и обеспечивал нестационарные эффекты при горении порошковой смеси, т.к. для гранулированных смесей процесс растекания расплава под действием капиллярных сил ограничен размерами одной гранулы.

Работа выполнена при финансовой поддержке программы фундаментальных исследований Президиума РАН (П-26_2014г).

**ЗАКОНОМЕРНОСТИ ГОРЕНИЯ ПОРОШКОВОЙ И ГРАНУЛИРОВАННОЙ
БЕЗГАЗОВОЙ СМЕСИ $\text{Cr}_2\text{O}_3 + \text{Al}$ В ПОТОКЕ АКТИВНОГО ИЛИ ИНЕРТНОГО
ГАЗОВ**

В.С. Сеплярский, А.Г. Тарасов, Р.А. Кочетков

ИСМАН, г. Черноголовка

sepl@ism.ac.ru

Смесь $\text{Cr}_2\text{O}_3 + \text{Al}$ является классической безгазовой системой, скорость горения которой не зависит от давления газа, при котором проводится сжигание. Поэтому эта система является удобным объектом для выяснения влияния различных факторов, в том числе грануляции, на процесс горения. В данной работе выполнено исследование влияния гранулирования на закономерности горения смеси $\text{Cr}_2\text{O}_3 + \text{Al}$ в потоке активного (азот) и инертного (аргон) газов. Горение образцов насыпной плотности осуществлялось в оригинальной экспериментальной установке. Данная установка позволяла сжигать смесь при продуве газовым потоком, измерять расход и давление газа в процессе горения, а также получать видеозаписи процесса горения. На основании покадровой обработки видеозаписей процесса горения рассчитывалась видимая скорость горения. Поток газа (спутная фильтрация) обеспечивался наличием фиксированного перепада давлений на входе и выходе из трубки, не превышавшего 1 атм.

В результате проведенных исследований было установлено, что скорость горения порошковой смеси практически не зависит от наличия или отсутствия потока газа и меняется в интервале 3.2...3.6 мм/с. После горения образцы не меняют свои геометрические размеры. Скорость горения гранулированной смеси оказалась почти в полтора раза меньше и меняется в интервале 2...2.2 мм/с. Этот результат кардинально отличается от данных, полученных авторами ранее для системы $\text{Ti} + 1/2\text{C}$, когда гранулирование приводило к увеличению скорости горения в несколько раз. По-видимому, такое отличие связано с существенным влиянием примесных газов на скорость горения порошковой смеси $\text{Ti} + 1/2\text{C}$. Для безгазовой смеси $\text{Cr}_2\text{O}_3 + \text{Al}$ гранулирование ведет к уменьшению скорости горения из-за уменьшения площади контакта между гранулами, по сравнению с порошковой смесью. Термодинамические расчеты показали, что температура горения превышает температуру плавления металлического хрома, образующегося в результате металлотермической реакции. Однако без продува образец не меняет своей структуры и легко рассыпается на отдельные гранулы. Следует также отметить, что при горении гранулированной смеси в потоке аргона в продуктах горения появлялись пустоты и каналы, что приводило к увеличению проницаемости продуктов и неустойчивости распространения фронта горения (Фингер-эффект). Следует также отметить, что при горении гранулированной смеси в потоке азота происходило изменение геометрических размеров

(диаметра) образцов, чего не наблюдалось ранее для системы $Ti + 1/2C$. Этот результат связан с тем фактом, что образующийся в результате металлотермической реакции хром взаимодействует с фильтрующимся азотом с выделением тепла. Поэтому доля жидкой фазы в продуктах синтеза становится такой большой, что большинство гранул сливаются и образуют малопористый спек, тем самым изменяя не только структуру, но и геометрические размеры получающихся продуктов.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 12-03-00376-а).

КВАЗИХИМИЧЕСКАЯ КЛАСТЕРНАЯ МОДЕЛЬ ГАЗА И ЭМПИРИЧЕСКИЕ УРАВНЕНИЯ СОСТОЯНИЯ РЕАЛЬНОГО ГАЗА

А.В. Гелиев, Ю.Е. Маркачев

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский
alexander.geliev@mail.ru, yuri.markachev@mail.ru

Для описания P, V, T -свойств реального газа в литературе было предложено много эмпирических модификаций уравнения состояния идеального газа, а также на основе статистической физики – уравнение состояния в вириальной форме. В ранее опубликованных работах дан обзор одного из старейших подходов к проблеме составления уравнения состояния реального газа, представленного в виде смеси групп молекул ассоциатов – кластеров. Современная реализация данного подхода воплощена в квазихимической кластерной модели реального газа, где равновесные концентрации кластеров рассчитываются на основе констант равновесия реакций кластеризации, которые, в свою очередь, вычисляются на основе информации, полученной с использованием современных пакетов прикладных программ квантовой химии. В настоящей работе показано, как эмпирические параметры, входящие в известные эмпирические уравнения состояния реального газа (уравнение Ван-дер-Ваальса, Дитеричи, Бертло), могут быть в первом приближении выражены через константы равновесия реакции димеризации газа. Полученное уравнение состояния может быть использовано в качестве замыкающего уравнения системы газодинамических и кинетических уравнений, например, для моделирования течения в криогенных аэродинамических установках, исследования проблемы обледенения летательных аппаратов.

РОЛЬ ОБМЕННЫХ РЕАКЦИЙ В РЕКОМБИНАЦИИ АТОМОВ АЗОТА И КИСЛОРОДА НА КВАРЦЕ**Е.Н. Александров¹, Б.Е. Жестков², С.Н. Козлов¹, С.В. Русаков²**¹ *Институт биохимической физики РАН им. Н.М. Эмануэля*² *Центральный аэрогидродинамический институт**им. проф. Н.Е. Жуковского*bzhestkov@mail.ru

Исследованиям гетерогенной рекомбинации атомов посвящено большое число работ, но имеющиеся данные по вероятностям рекомбинации у весьма ограничены и велик их разброс. Не выяснен вопрос о влиянии обменных реакций. Продолжение исследований рекомбинация атомов актуально, так как она представляет и фундаментальный, и практический интерес. В частности, гетерогенная рекомбинация атомов азота и кислорода весьма важна для аэротермодинамики. В головной ударной волне гиперзвукового аппарата молекулы воздуха диссоциируют на атомы, а на поверхности аппарата идут обратные реакции рекомбинации атомов в молекулы, что сопровождается большим выделением тепла. Благодаря использованию материалов с низкими значениями вероятности гетерогенной рекомбинации удастся практически полностью избежать рекомбинации атомов на поверхности аппарата и существенно снизить ее температуру. Корректные значения вероятностей рекомбинации на теплозащитных материалах необходимы для численного моделирования теплообмена. Отметим также, что определение вероятности рекомбинации атомов азота и кислорода на кварце весьма важно, так как поверхность основных теплозащитных материалов, в частности C-SiC, покрыта тонкой защитной пленкой SiO₂.

Прямые измерения вероятности гетерогенной рекомбинации γ выполнены в немногих работах. В большинстве работ регистрируется тепловой эффект рекомбинации и определяется произведение вероятности рекомбинации γ на величину доли энергии рекомбинации β , передаваемую поверхности в акте рекомбинации. Нами проведены прямые измерения вероятности рекомбинации γ атомов азота и кислорода на кварце как при отдельном проведении реакций, так и при совместной рекомбинации атомов воздушной смеси на поверхности кварца. Для измерения вероятности гетерогенной рекомбинации γ в ИБХФ РАН создана экспериментальная установка в виде длинного цилиндра ($2L/d = 7,1$) с двумя каналами регистрации концентраций атомов методом резонансно-флуоресцентной спектроскопии (РФС). При совместной рекомбинации атомов воздушной смеси на поверхности кварца вероятности рекомбинации атомов азота и кислорода сближаются в результате обменных реакций и становятся практически одинаковыми. При комнатной температуре имеет место увеличение вероятности рекомбинации

атомов азота в 2.4 раза и уменьшение вероятности рекомбинации атомарного кислорода в 1.5 раза. Увеличение вероятности рекомбинации атомов азота объясняется тем, что значительная часть атомарного азота вступает в перекрестную рекомбинацию по реакции (1) с образованием молекулы NO, покидающей поверхность, и быстрой реакции (2) в газовой фазе, приводящей к образованию молекулярного азота:



Уменьшение вероятности рекомбинации для атомарного кислорода связано с переходом части атомов кислорода, адсорбированных на поверхности, в газовую фазу в результате реакций (1,2). Наличие реакции (2), идущей в газовой фазе, приводит к некоторому уменьшению (на несколько процентов) энергии, непосредственно передаваемой поверхности. Скорость рекомбинации атомов азота существенно увеличивается в реализующемся гомогенно-гетерогенном процессе даже при давлении 100 Па. Можно ожидать, что при более высоких давлениях влияние обменных реакций будет еще больше.

Для оценки влияния процессов диффузии и объемной рекомбинации на результаты экспериментов были проведены расчеты рекомбинации атомов азота в длинном цилиндре ($2L/d = 20$). Расчеты проводились методом прямого статистического моделирования и с использованием упрощенных выражений, учитывающих рекомбинацию в объеме и на поверхности. Оказалось, что вклад рекомбинации на поверхности примерно на порядок превышает вклад объемной рекомбинации в широком диапазоне давлений 0.1...1000 Па.

О ЗАКОНЕ АВОГАДРО В УСЛОВИЯХ НИЗКОГО ВАКУУМА

Г.Б. Жестков, М.Я. Иванов, В.К. Мамаев, И.В. Цветков

ЦИАМ им. П.И. Баранова

ivanov@ciam.ru

Выполнено экспериментальное исследование изменения давления в герметичном металлическом сосуде в условиях низкого вакуума (0.1...10 миллибар) при изменении температуры в диапазоне от 290 до 1490 К. Показано наличие трех характерных областей изменения давления: роста давления в соответствии с законом Авогадро в диапазоне роста температуры от 290 до 700...800 К, падения давления в диапазоне роста температуры от 800 до 1300 К и вновь интенсивного увеличения давления в диапазоне роста температуры от 1300 до 1490 К. Проанализированы возможные причины зарегистрированного характера изменения давления в сосуде с ростом тем-

пературы и последующим охлаждением сосуда до начального состояния. При охлаждении сосуда характер изменения давления повторяется.

В настоящей работе реализована следующая методология установления достоверности закона Авогадро в условиях низкого вакуума. Регистрировалось изменение суммарного давления среды в достаточно широком диапазоне изменения температуры (от 290 до 1490 K), при обеспечении отсутствия нежелательных эффектов (диссоциации, ионизации и др.). При этом тепловое излучение рассматривалось в приближении совершенного газа. Суммарное давление p смеси двух совершенных газов равно сумме парциальных давлений воздуха p_g и теплового излучения p_f (при его наличии). При равенстве температур этих компонент можно записать для любого значения температуры

$$p = p_g + p_f = (n_g + n_f) kT \quad (1)$$

В сосуде устанавливаются требуемые начальные значения давления p_0 и температуры T_0 . В процессе нагрева аккуратно регистрируются давление и температура и проверяется справедливость выполнения соотношения (1).

Следует специально подчеркнуть наличие важного эффекта. При взаимодействии воздушной компоненты со стенками сосуда в диапазоне температур от 800 до 1300 K не происходит восстановления давления при охлаждении сосуда. В процессе охлаждения регистрируются меньшие значения давления. В то же время при доминировании излучения в процессе охлаждения фактически восстанавливаются значения давления, наблюдаемые при нагреве. Выявленный в представленной серии экспериментов эффект адсорбции теплового излучения металлической поверхностью сосуда при нагреве в диапазоне температур от 800 до 1300 K (при соответствующем падении давления) и восстановлении давления при охлаждении в том же диапазоне температур может иметь принципиальное фундаментальное значение. Авторы планируют выполнение дополнительных экспериментов при низком вакууме с использованием не только сосуда из металла, но также аналогичных сосудов из других материалов (в частности из керамики и других материалов).

СОЗДАНИЕ МАЛОГАБАРИТНОГО ВЫСОКОПРОИЗВОДИТЕЛЬНОГО ГЕНЕРАТОРА СИНТЕЗ-ГАЗА

Д.М. Позвонков, Р.Л. Шугин

ГНЦ "Центр Келдыша"

kerc@elnet.msk.ru

Синтез-газ является промежуточным продуктом конверсии метана и представляет собой смесь монооксида углерода (CO) и водорода (H₂).

Основная область потребления синтез-газа – производство аммиака, являющегося сырьём для таких важных продуктов, как азотная кислота и химические удобрения. Кроме того, синтез-газ используется в производстве метанола, формальдегида, уксусной кислоты и других ценных продуктов химического синтеза. В энергетике синтез-газ может служить промышленным источником чистого водорода, а при производстве синтетического жидкого топлива (синтез Фишера–Тропша) получение синтез-газа является первой стадией.

Создание установок для получения более доступного синтез-газа будет способствовать совершенствованию технологий и удешевлению ряда производств в химической отрасли и энергетике.

Современные технологии превращения метана в синтез-газ основаны на реакциях паровой конверсии, углекислотной конверсии и парциального окисления метана. Реакция парциального окисления ($\text{CH}_4 + 1/2\text{O}_2 = \text{CO} + 2\text{H}_2$) является перспективной, так как не требует катализаторов, не требует подвода энергии (является экзотермической).

Горение в условиях недостатка окислителя используется в восстановительных газогенераторах ЖРД. Особенности реакции парциального окисления метана позволяют создать компактный реактор синтез-газа на основе газогенератора ЖРД. В ГНЦ ФГУП “Центр Келдыша” с использованием опыта создания экспериментальных газогенераторов и камер сгорания был разработан генератор синтез-газа на компонентах метан+кислород (воздух). Было создано и успешно испытано несколько опытных образцов.

В рассматриваемом устройстве высокая расходонапряженность реакционного объёма обеспечивает получение синтез-газа с единицы объёма в сотни раз больше, чем существующие установки промышленного типа. Малые габариты установки позволяют сделать её мобильной и использовать для получения продукции без привязки к существующим химическим производствам, например, непосредственно в районах добычи природного газа.

Секция 8

Экономика космической деятельности**ОЦЕНКА ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ПРИ ВЫБОРЕ ПРЕДПОЧТИТЕЛЬНОГО ВАРИАНТА СОЗДАНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ**

И.Ш. Абзалов, Е.С. Шишова
ФГУП «Организация «Агат»

sh_ek@mail.ru

Анализ ретроспективы и прогнозирование развития НИОКР на период до 2025 года в рамках Федеральной космической программы (ФКП) России с учетом состояния разработок на конец 2014 года по направлению дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и наблюдения показывает, что задействованные головные предприятия с их устойчивой кооперацией могут создать конкурентоспособную интегрированную спутниковую систему наблюдения, поскольку имеют научно-технический задел, опыт создания космических аппаратов (КА), большой опыт эксплуатации существующих космических средств, а также соответствующую современную экспериментально-производственную базу и высококвалифицированные кадры. При этом вопрос достоверной оценки потребных затрат на создание КА приобретает актуальное значение.

Орбитальная группировка наблюдения представляет собой одну из многих комбинаций технических и эксплуатационных характеристик и, соответственно, имеет определенный уровень эффективности. Изменение характеристик космической системы отражается не только на уровне эффективности, но и на величине потребных затрат.

Оценка технико-экономических показателей КА ДЗЗ с использованием метода «стоимость-эффективность» позволяет обосновать выбор предпочтительного варианта создания космической системы наблюдения (КСН) с использованием показателя функциональной эффективности, определяемого в зависимости от технического уровня системы. Выбор и обоснование варианта создания исследуемой КСН производится с задачей минимизации затрат на разработку, изготовление и эксплуатацию при выполнении заданной функциональной эффективности.

Одним из наиболее важных показателей технического уровня КА наблюдения, который существенно влияет на функциональную

эффективность и стоимостные показатели разрабатываемой системы, является производительность, т.е. выполнение целевой задачи наблюдения с заданным качеством за срок активного существования. В основу проводимого технико-экономического обоснования должна быть положена стоимость осуществления целевой задачи наблюдения. Такой подход оправдан тем, что возможные варианты создания интегрированной орбитальной группировки космической системы аналогичны по назначению, по составу средств и комплексов, но могут отличаться показателями функциональной эффективности и, соответственно, затратами на создание. Показатель производительности можно использовать в качестве обобщенного показателя функциональной эффективности, поскольку он зависит от основных технических характеристик КСН, т.е. от технического уровня.

Для сравнения альтернативных вариантов создания КСН в качестве критерия «стоимость-эффективность» предлагается использовать отношение суммарных затрат на создание КСН к производительности. По предлагаемому критерию, который учитывает основные тактико-технические характеристики системы, сопоставляя показатели, определяется оптимальный вариант создания КСН. По существу, производится определение удельной стоимости выполнения целевой задачи наблюдения с заданным уровнем качества. Эту меру можно выразить следующим отношением:

$$\Xi = C_{\Sigma} / П,$$

где C_{Σ} – суммарные затраты по жизненному циклу создания КСН; П – производительность космической системы наблюдения.

Суммарные затраты на создание КСН определяются по формуле:

$$C_{\Sigma} = \Sigma C_c + \Sigma C_3,$$

где C_{Σ} – суммарные затраты на создание и эксплуатацию КСН; C_c – стоимость создания КА; C_3 – стоимость эксплуатации КА.

Отсюда вытекает постановка задачи технико-экономического обоснования при определении предпочтительного варианта КСН: по критерию минимальной стоимости проводится минимизация суммарных затрат на создание КСН, которая выполняет целевую задачу наблюдения в требуемых объемах с заданным качеством за планируемый программный период, т.е. $\Xi = C_{\Sigma} / П \rightarrow \min, П = \text{const}$.

Рациональное распределение и использование средств для достижения наибольшей эффективности КСН является важной задачей проведения технико-экономического обоснования.

ОЦЕНКА ЭКОНОМИЧЕСКОГО ЭФФЕКТА ПРОДУКЦИИ И УСЛУГ КОММЕРЧЕСКОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

М.К. Астафьева, Е.П. Прохорова
ИНЖЭКИН МАИ (НИУ)

kaf509@mai.ru

Полезный эффект у потребителей продукции и услуг коммерческой космической деятельности представляет собой стоимостную оценку изменения потребительских свойств, оказывающих влияние на конечные результаты производственной, хозяйственной, научно-технической или иной деятельности потребителя.

При расчете полезного эффекта учитывается увеличение производительности используемых потребителем технических средств за счет реализации предлагаемой космической услуги, изменение срока службы используемых космических средств, а также учитываются эффекты за счет повышения качественных характеристик результатов деятельности потребителя, социальный и экологический. Дополнительные эффекты обусловлены тем, что увеличение качественных характеристик ракетно-космической техники приводит к вторичным эффектам в социальной сфере, а уменьшение потребного числа пусков ввиду роста потребительских свойств ракетно-космической техники (надежности, габаритов полезной нагрузки, сроков службы и т.д.) снижает загрязнение окружающей среды.

Создание принципиально новой космической системы требует учета синергического эффекта как эффекта взаимодействия элементов единой системы. Синергический эффект космической системы является частью социально-экономического эффекта системы (программы), определяемый как разность между эффектом системы в целом и суммой эффектов её элементов. Реализация многих космических проектов и программ доказала эффективность космической деятельности при решении ряда прикладных задач, возникающих практически в любой сфере деятельности человека.

В докладе рассмотрены основные принципы расчета полезного эффекта у потребителей продукции и услуг коммерческой космической деятельности.

НЕКОТОРЫЕ СОЦИАЛЬНО-ЭКОНОМИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

О.А. Афонина, М.А. Рузаков, Н.В. Кириченко
ИНЖЭКИН МАИ (НИУ)

chair503@mai.ru

Актуальным вопросом является повышение эффективности экономики страны, что целиком относится к космической деятельности, которая ставит перед собой цель сохранения первенства в мире в данной области. При

решении данной проблемы следует учитывать ряд социально – экологических аспектов.

Социальные аспекты космической деятельности включают повышение уровня безопасности персонала, сохранение его здоровья, продолжительности жизни и трудовой активности, снижение текучести кадров по причине неблагоприятных условий труда, снижение профессиональной заболеваемости и травматизма.

Экологические аспекты включают такие показатели как химическое загрязнение атмосферного воздуха и районов падения отделяющихся частей ракетно–космической техники (РКТ), разрушение озонового слоя, выпадение кислотных осадков, повышенный уровень шума, загрязнение электромагнитным излучением, тепловым воздействием, механическое загрязнение литосферы.

Внедрение экологических мероприятий направлено на улучшение вышеперечисленных показателей. К экологическим мероприятиям относятся все виды деятельности, направленные на снижение и ликвидацию отрицательного антропогенного воздействия на окружающую среду, сохранение, улучшение и рациональное использование природно–ресурсного потенциала страны. К числу общепринятых мероприятий относят внедрение энергосберегающих, малоотходных, безотходных, экологически чистых технологий, в частности, неприменение высокотоксичного топлива, строительство и эксплуатация очистных и обезвреживающих сооружений, размещение РКТ с учетом экологических требований, рекультивация земель, борьба с эрозией почв, охрана флоры и фауны, охрана недр и рациональное использование природных ресурсов. Происходит процесс экологизации космической деятельности, направленный на сохранение и улучшение качества природной среды путем последовательного внедрения технических, технологических, социальных, юридических и других решений, позволяющих снижать антропогенную нагрузку на природу.

МЕТОД АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА ДИНАМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

В.В. Василевский

ИНЖЭКИН МАИ (НИУ)

echinops777@rambler.ru

В настоящее время технологии аэрокосмического мониторинга занимают важное место в программах инновационного развития отраслей экономики, регионов и субъектов хозяйственной деятельности.

Одной из существенных проблем, возникающих при создании перспективных аэрокосмических систем дистанционного зондирования

Земли (ДЗЗ), технического зрения роботизированных комплексов, является повышение эффективности и качества обработки изображений, получаемых с использованием камер (приемников излучений) различного спектрального диапазона (видео-, ИК-, УФ-, радиодиапазона) или других устройств, работающих в реальном времени на основе автоматизации процесса обработки. Известные методы и технологии получения и обработки данных ДЗЗ позволяют решать задачи дистанционного мониторинга в условиях незначительной динамики изменений фонообъектовой обстановки и предполагают выполнение значительного объема вычислительных операций в процессе наземной обработки.

В работе рассматриваются возможности существенного повышения эффективности и качества аэрокосмического мониторинга высокодинамичных объектов земной поверхности на основе разработки и использования методов и технологий оперативной предобработки информации приемников излучений различного спектрального диапазона на борту летательного аппарата (ЛА) с учетом требований надежности и точности идентификации, трехмерной идентификации. В процессе получения кадров изображений поверхности некоторого участка мониторинга бортовым приемником излучений ЛА соответствующего спектрального диапазона необходимо обеспечить потоковую цифровую обработку по восстановлению трехмерной поверхности и идентификации объектов мониторинга по нескольким кадрам, полученных с разных ракурсов.

Алгоритм обработки и получения данных мониторинга предусматривает выполнение следующих этапов: дискретизацию изображений, получение кластеров объектов участка местности, определение геометрического центра, контура объектов и их предварительный анализ, геопривязка объектов, вычисление внутренних и внешних параметров системы приемников излучений, вычисление взаимного расположения точек в трехмерном пространстве, построение трехмерной сцены участка местности и объектов мониторинга по полученным точкам. Результатом предыдущих шагов алгоритма является набор точек в трехмерном пространстве. При этом, алгоритмы построения трехмерной сцены поверхности могут быть различными, но в любом случае точность их будет зависеть от количества найденных сопряженных точек и точности определения их координат.

Для апробации метода разработаны специальное программное обеспечение и спецвычислитель на основе однородной вычислительной среды, реализующие практически в реальном времени потоковую цифровую предобработку кадров изображений и получение данных дистанционного зондирования.

Проведен сравнительный анализ характеристик существующих отечественных и иностранных проектов аэрокосмического мониторинга, обоснован выбор предпочтительного варианта комплектации бортового оборудования ЛА, оценены основные показатели эффективности использования комплекса в интересах задач развития отдельного региона Российской Федерации.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЦЕЛЕВЫХ ФУНКЦИЙ ЭКОНОМИЧЕСКИХ СУБЪЕКТОВ

С.В. Володин

ИНЖЭКИН МАИ (НИУ)

kaf509@mai.ru

Цели оптимизации экономической деятельности направлены на достижение конкретного результата предприятием или при реализации проекта. Целевая функция (ЦФ) представляет собой описание взаимосвязей между целями и средствами их достижения. После целеполагания выбираются ключевые индикаторы и средства их достижения, определяется ЦФ. При необходимости цели уточняются или пересматриваются.

Ниже представлены основные подходы к формулированию ЦФ в зависимости от поставленных целей. Для большинства из них сформулированы математические выражения.

Максимизация прибыли (неоклассическая модель) достигается при объеме продаж, соответствующему равенству предельной выручки и предельных издержек. На практике подобную оптимизацию чаще всего ограничивают краткосрочным периодом.

Минимизация убытков (в краткосрочном периоде) может иметь место на рынке совершенной конкуренции. Причиной является временное снижение рыночных цен до уровня, покрывающего лишь средние постоянные издержки и частично – средние переменные.

При оптимизации транзакционных издержек (неоинституциональная модель) внимание акцентируется не на максимизации прибыли, а на соблюдении требований общественных институтов. В этой модели рассматриваются внешние (покупка рыночных ресурсов) и внутренние транзакционные издержки (издержки управления), определяющие соответственно наименьший и наибольший размер фирмы.

Целеполагание в результате переговоров коалиций (бихевиористская модель) связано с поведением внутрифирменных коалиций с противоположными интересами. Важным моментом является согласование управленческих решений, связанных с внутренней средой и внешним окружением фирмы.

При использовании в качестве цели максимизации объема продаж (модель управленческой выгоды) предполагается, что интересы собственников и менеджеров не совпадают. Владельцы стремятся к максимальной стоимости и/или прибыли, а управляющие – к максимизации личного благосостояния.

Максимизация объема продаж, ограниченная минимально допустимым для собственника уровнем прибыли также известна как модель управленческой благоразумности. Считается, что менеджеры преследуют свои интересы при условии обеспечения приемлемого уровня прибыли для собственника.

В качестве ЦФ может рассматриваться максимизация производства (товаров, услуг, работ) в рамках выделенного бюджета. Возможна постановка задачи максимизации не количества, а функциональных свойств продукции.

На развивающихся рынках прибыль не является установившейся величиной и не может служить ориентиром для управленческих решений. В этом случае уместным показателем могут быть темпы роста выручки или выпуска продукции в материальном выражении.

На рынке, находящемся в фазе зрелости, темпы роста близки к нулевым. Возможность увеличения объема продаж определяется максимизацией доли рынка.

При максимизации текущей стоимости фирмы определяется поток ее будущих доходов, имеющий вероятностный характер. В качестве целевой функции в модели максимизации текущей стоимости принимается чистый дисконтированный доход.

При максимизации капитализации (состояния собственника) мерой этого состояния является стоимость пакета его акций.

Японская модель максимизации добавленной стоимости представляет собой долгосрочную концепцию, ориентированную на максимальное удовлетворение интересов всех заинтересованных сторон – акционеров, менеджеров, персонал и поставщиков.

Модель согласования интересов принципалов (акционеров) и управляющих (агентов) ориентирована на урегулирование взаимоотношений участников таким образом, чтобы обеспечивать вознаграждение управляющих в зависимости от достижения поставленных целей.

Описанные выше ЦФ по своей природе могут быть отнесены к двум направлениям – экономическому и бихевиористскому и охватывают многообразные управленческие ситуации, а их наличие позволяет формализовать контроль достижения целей организации или реализации проекта.

ПЕРСПЕКТИВНЫЙ ПОДХОД К ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ОЦЕНКЕ ПЕРСОНАЛА КОМПАНИИ НАУКОЕМКОЙ ОТРАСЛИ

С.А. Володина

ИНЖЭКИН МАИ (НИУ)

kaf509@mai.ru

Решающими факторами роста производительности труда и конкурентоспособности является повышение квалификации персонала, его мотивации, правильный отбор и эффективность расстановки сотрудников.

Исследования автора показывают, что проблемы, связанные с персоналом – дефицит квалифицированных руководителей и специалистов и демотивация – в настоящее время входят в число системных. Решение первой из отмеченных проблем зависит от образования сотрудника и поддержания им непрерывности обучения, как в процессе трудовой деятельности, так и в программах повышения квалификации, профессиональной переподготовки и т.д. Обеспечению мотивации частично также способствует доступ к дополнительному образованию, однако невозможность применения полученных компетенций приводит к оттоку наиболее квалифицированных сотрудников.

В связи с этим необходимо учитывать следующие тенденции, характерные для условий трудовой деятельности и управления персоналом современной высокотехнологичной компании:

- рост значимости интеллектуальных качеств, творческий характер труда ведущих сотрудников;
- повышение удельного веса специалистов, руководителей и рабочих высокой квалификации;
- увеличение разрыва между численностью персонала с высокой и низкой квалификацией;
- расширение сферы проектного подхода к управлению на всех уровнях;
- возможность конфликтов из-за двойного подчинения сотрудника проектной команды (постоянно руководителю своего структурного подразделения и временно проект-менеджеру);
- временность статуса участника проектной команды, вероятность простоев в случае отсутствия проектов в организации;
- изменчивость составов проектных команд на различных фазах проекта, необходимость налаживания новых коммуникаций между участниками;
- возможная мультизадачность при наличии в организации портфеля проектов;

- динамичная смена приоритетности специальностей и направлений деятельности;
- вероятность внезапной остановки отдельных проектов и переключений на новое направление.

Особенности высококвалифицированных сотрудников, которые не всегда полностью лежат в русле интересов компании, но должны учитываться для управления ими: наличие высокой самооценки, отождествляют себя с определенным видом деятельности, а не с конкретной компанией или рабочим местом; трудовая мобильность, не признают барьеров входа в интересующие их научные направления; оперируют в большей степени информацией и знаниями, а оборудование рабочего места является для них подчиненной категорией; способны по собственной инициативе и с минимальной поддержкой разработать новый продукт; мыслят сценариями и при необходимости используют интуицию; быстро обучаются и передают знания, толерантны к риску и неопределенности.

Оценка таких сотрудников на основе традиционных подходов может оказаться нерезультативной и неэффективной в силу ряда причин. Например, одна из применяющихся систем сбалансированных показателей (ССП) человеческого капитала состоит из компонентов, связанных с результативным управлением человеческим капиталом: приобретение, содержание, и сохранение. При этом планирование как одна из основных функций менеджмента в недостаточной степени свойственно этой системе, ориентированной в основном на оценку персонала с позиций прошлого и настоящего периодов времени. По своей природе данная ССП базируется на затратном подходе к оценке персонала, что несомненно важно для оценки потребных инвестиций в человеческие ресурсы (ЧР). В этом смысле она вполне согласуется с преобладающей учетной политикой кадров, но слабо ориентирована на людей организации в будущем.

Предлагается оценка показателей планирования потенциала ЧР компании, основанная на доходном подходе, обращенном в будущее. Основная суть заключается в экономической оценке персонала с позиций сложившейся возрастной структуры и квалификации (имеющейся и потенциально достижимой) сотрудников. Важным элементом подобной системы является прогнозирование факторов внешнего окружения и внутренней среды компании, позволяющее идентифицировать вероятность возникновения возможных рисков и последствия от их наступления. Таким образом, становится возможным индивидуально оценить перспективность развития ключевых сотрудников компании с точки зрения доходов, которые они могут принести в будущем и сопоставить с инвестициями в их развитие. Предложенный подход может рассматриваться как дополнение, развивающее существующие ССП интеллектуального капитала.

КАДРЫ КАК ОДИН ИЗ СУЩЕСТВЕННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ЭКОНОМИЧЕСКОГО ПОТЕНЦИАЛА КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

М.И. Дайнов, О.А. Афонина, И.А. Рузаков, Н.В. Кириченко
ИНЖЭКИН МАИ (НИУ)

chair503@mai.ru

Центральным вопросом в космической деятельности стал человеческий фактор, от эффективности работы которого во многом зависит работа всего комплекса в целом. Космическая деятельность требует больших вложений в технику, технологию, персонал. Наиболее ценным из трех вышеперечисленных направлений является инвестиции в человеческий капитал. Человеческий капитал оценивает значимость способностей и квалификации сотрудников. Он является конкурентным преимуществом и высоким показателем космической деятельности, который создается путем постоянного обучения сотрудников, использования приобретенных знаний, выработкой способности адаптировать свою к изменяющимся обстоятельствам. Необходимо направлять инвестиции в талантливых людей, чтобы получить от них большую отдачу и увеличить свой деловой успех в космической деятельности. Поэтому так важно внедрение Государственного стандарта ГОСТ Р 53894 – 2010 «Менеджмент знаний. Термины и определения», который направлен на повышение эффективности использования Системы Менеджмента Знаний (СМЗ). Внедрение СМЗ позволит не потерять тот богатый опыт, который был накоплен в прошлом в области космической деятельности и предложить новые тенденции в его использовании.

Знания являются нематериальными активами, и их следует рассматривать как фундамент успеха работы.

Нематериальный актив может быть отмечен в графе «престиж фирмы» и сюда можно отнести репутацию фирмы, известность марки, монопольные права и прочие элементы, не включаемые в балансовые документы.

Знания можно кратко охарактеризовать как набор данных и информации, а в широком смысле слова как различные комбинации новых технологий, производственного опыта, идей, интуиции, мотивации, стилей обучения, способность решать сложные задачи, коммуникабельность персонала, отношение к риску, наличие духа предпринимательства. Все это повышает компетентность персонала, которую можно охарактеризовать, как выраженная способность применять свои знания и навыки, и проявленные личные качества. Личные качества характеризуются принципами порядочности, открытости, наблюдательности, проницательности, разносторонности, решительности, самостоятельности.

Одной из первых задач СМЗ является применение четких гостированных, общепринятых терминов и определений, что приводит к

повышению культуры производства и значительному экономическому эффекту. Предлагается создать организационную структуру во главе с главным специалистом СМЗ, который отвечает за разработку принципиально новых подходов, внедрение апробированных методик, стандартизированных инноваций, что содействует росту экономического потенциала космической деятельности.

ТРИ ИСТОЧНИКА И ТРИ СОСТАВНЫЕ ЧАСТИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

В.С. Дубчак

Московский институт бизнеса, психологии и управления (МИБПУ)

d-i-p@list.ru

Составные части: 1) подготовка квалифицированных кадров, 2) кооперация исполнителей, 3) бюджетное финансирование.

Источники: 4) инженерное образование и передача накопленного опыта, 5) сотрудничество организаций различных отраслей и различных стран, 6) оптимизация фискальной деятельности.

Сочетание п.п. 1 и 4 актуально потому, что современное инженерное образование испытывает дефицит, так как молодежь увлечена специальностями более доходными, чем оплата инженерного труда. По этой причине тот уникальный опыт, который накопило предыдущее поколение, некому и негде передавать.

Сочетание п.п. 2 и 5 актуально в связи с тем, что в космической тематике требуется совместная и согласованная работа множества соисполнителей. Так в прошлом на темы государственного значения трудились смежные организации различных республик и иногда и страх, деятельность которых регулировала головная организация. Теперь они оказались в различных государствах и нынешняя их творческая и производственная связь весьма проблематична. Это значит, что требуется организация кооперации на иной базовой основе.

Главное сочетание п.п. 3 и 6 вызвано тем, что исследования , проектирование и производственная деятельность коллективов в области космонавтики финансируются из государственного бюджета и поэтому успех в такой работе зависит от платежеспособности государственной казны. Богатство казны при рыночных отношениях зависит от фискальной работы государства, то есть платежей в казну двух видов: налогообложение внутри страны (НО) и таможенные платежи при сотрудничестве с другими государствами (ТП).

НО ограничено при экстенсивной деятельности налогоплательщиков, но имеет резервы прироста при интенсивной их деятельности, зависящей от

степени использования различных инноваций современного прогресса. ТП можно регулировать различного рода договорами, особенно после того, как Россия вошла в состав ВТО и тарифные ставки формируются участниками таможенных союзов.

МЕТОДОЛОГИЯ ОЦЕНКИ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ В РАЗЛИЧНЫХ СФЕРАХ ХОЗЯЙСТВОВАНИЯ

А.А. Емелин, П.Д. Михеев
ФГУП «Организация «Агат»

agat100K@mail.ru

Проводится анализ государственной программы «Космическая деятельность России на 2012-2013 годы», её составных частей:

Федеральной космической программы России на 2006-2015годы;
Федеральных целевых программ:

«Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС»;

«Развитие космодромов России на 2006-2015 годы»;

подпрограммы «Приоритетные инновационные проекты ракетно-космической промышленности»;

Задача 1. Развитие рынка услуг ГЛОНАСС «Создание системы экстренного реагирования при авариях «ЭРА ГЛОНАСС».

Задача 2. Создание систем слежения и мониторинга подвижных объектов.

Задача 3. Создание интеллектуальных систем мониторинга и контроля состояния технически сложных объектов.

Рассмотрены основные результаты реализации рассмотренных программ, возможности их использования в различных сферах социально-экономической деятельности.

Определены основные направления использования результатов космической деятельности (основные потребители).

При оценке результатов реализации космических программ в социально-экономической сфере деятельности предлагается использовать следующие виды показателей экономической эффективности: бюджетная эффективность; региональная эффективность; отраслевая эффективность; коммерческая эффективность.

Раскрывается содержание этих показателей, приводятся экономико-математические модели расчета их величин, алгоритмы проведения расчетов.

Рассматриваются методические подходы к оценке экономической эффективности в конкретных направлениях социально-экономической деятельности:

- транспорт (грузовые и пассажирские перевозки авиационным, автомобильным, морским и речным, железнодорожным транспортом);
- геодезия и картография;
- рыбный промысел в водах мирового океана;
- сельское хозяйство, земледелие;
- мониторинг подвижных объектов;
- экстренное реагирование при ДПП;
- контроль состояния особо важных и технически сложных объектов.

Приводятся экономико-математические модели и алгоритмы проведения расчетов на оценке значений показателей экономической эффективности использования результатов космической деятельности в приведенных сферах социально-экономической деятельности.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОНКУРЕНТНЫХ ПРЕИМУЩЕСТВ СРЕДСТВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МЕТОДА ЦИКЛИЧНОГО СКАНИРОВАНИЯ РЕСУРСНОЙ ДОМИНАНТЫ

В.В. Журавский

Университет РАО

[*zhurvv@mail.ru*](mailto:zhurvv@mail.ru)

Проблема совершенствования методов определения конкурентных преимуществ средств ракетно-космической техники является далеко не новой, хотя и продолжает оставаться весьма актуальной до настоящего времени. В рассматриваемой области разработано достаточно большое число методик, обладающими теми или иными преимуществами и недостатками, имеющими каждый свою область использования и, соответственно, ограниченно пригодных для указанных целей. Такая ограниченность является следствием сложности сравниваемых объектов, значительного разнообразия их свойств, большого числа разнообразных факторов, требующих учета при выборе критериев сравнения. Следствием этого является то, что практически все указанные методы базируются на использовании экспертных оценок и поэтому в значительной степени носят субъективный характер.

В целях повышения объективности оценок при определении конкурентных преимуществ средств РКТ было проведено исследование, направленное на определение возможности и целесообразности использования метода циклического сканирования ресурсной доминанты (хорошо зарекомендовавшего себя в системах управления ресурсным

обеспечением объектов производственного назначения) при реализации процедур сравнения свойств оцениваемых изделий. Суть данного метода заключается в последовательном переборе всех возможных факторов, влияющих на искомую оценку с одновременным попарным определением их взаимозависимости и сравнением значимости вклада каждого из них в общий результат (по аналогии с коэффициентом относительной важности). Взаимозависимые факторы объединяются в кластеры, каждый из которых в свою очередь заменяется другим эквивалентом. Тем самым осуществляется свертка элементов критериального поля и формируется новая факторная база сравнения, обладающая меньшей размерностью. Процесс завершается уточнением границ диапазонов изменения интенсивности действия каждого из полученных факторов, условий их сопряженности, а также выбором соответствующих шкал и определением базовых весовых коэффициентов. Перечисленные процедуры реализуются с помощью специально разработанного пакета компьютерных прикладных программ, позволяющего визуализировать результаты каждого из этапов процесса получения сравнительных оценок.

ОЦЕНКА СОЦИАЛЬНО-ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

В.В. Зуева, С.С. Корунов
ИНЖЭКИН МАИ (НИУ)

kaf509@mai.ru

Проблема оценки социально-экономической эффективности использования результатов космической деятельности в гражданских отраслях хозяйствования отражает одно из важнейших направлений стратегии развития космической сферы России на перспективу вплоть до 2030 года.

Направление развития ракетно-космической техники, связанное с решением социально-экономических и научных задач, признается приоритетным как на сегодняшний день, так и на более отдаленную перспективу. Оно непосредственно связано с использованием инновационного потенциала ракетно-космической промышленности.

В этих условиях представляется необходимым разработать систему оценки социально-экономической эффективности, содержащую в себе модели, алгоритмы и инструменты оценки использования результатов космической деятельности в различных отраслях хозяйственной деятельности.

Для решения поставленной задачи необходимо на базе анализа существующих инструментов инновационной деятельности, относящихся к

различным отраслям и сферам деятельности, выработать рекомендации по использованию наиболее эффективных из них для наращивания инновационного потенциала ракетно-космической промышленности.

В докладе определяется место социально-экономической эффективности в системе эффективности хозяйственной деятельности в целом, оцениваются факторы, условия, критерии социально-экономической эффективности и методы ее оценки.

Разнообразие гражданских отраслей хозяйства, являющихся потребителями услуг и результатов космической деятельности, весьма значительно. В связи с этим показана специфика оценки социально-экономической эффективности использования результатов космической деятельности для различных отраслей хозяйствования.

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ ПРИ РАЗРАБОТКЕ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Н.Ю. Иванова

МГТУ им. Н.Э. Баумана

[*ivanova@controlling.ru*](mailto:ivanova@controlling.ru)

Технико-экономический анализ проектных решений (ТЭАПР) – это исследование взаимосвязи технических, организационных, экономических параметров объекта, позволяющее найти наилучшее проектное решение при выбранном критерии. Основная предпосылка ТЭАПР – возможность альтернативных решений. Актуальность его применения при разработке ракетно-космической техники не вызывает сомнений, поскольку основная задача ТЭАПР – обеспечение наилучшего решения при выборе схемы, конструкции, материала, технологии изготовления объекта на конкретной стадии жизненного цикла изделия. Не смотря на то, что теоретические положения ТЭАПР хорошо проработаны, практическое применение его основных положений при разработке ракетно-космической техники не является широко распространенным явлением. Хотя, на взгляд автора, этот инструмент мог бы помочь сбалансировать технические и экономические интересы участников проектов.

Чаще всего, при проведении разработок нового изделия в коммерческих целях, эффективность проектного решения напрямую связана с экономическим эффектом, получаемым производителем или потребителем изделия. Однако в ракетно-космической отрасли эффективность проектного решения может отождествляться с целевой эффективностью, не имеющей экономического содержания (например, масса транспортируемого груза, время обнаружения объекта и т.д.), но тогда, скорее всего, вводятся экономические ограничения (например, «цена должна быть»,

«эксплуатационные издержки не должны превысить» и т.д.). Критерий может выражаться одним из технико-экономических показателей – ТЭП (например, «скорость обработки информации»), а остальные выступать в качестве ограничений. Но, как правило, сложные технические системы приходится сравнивать по многим частным ТЭП, между которыми нет взаимосвязи. В этом случае используют условный критерий предпочтения, проводя поликритериальную оптимизацию.

Часто встречающиеся критерии ТЭАПР:

- один из технических показателей;
- интегральный показатель технического качества как совокупность технических показателей, определяющих целевой неэкономический эффект;
- технологическая себестоимость изделия;
- затраты на изготовление;
- прибыль производителя;
- чистый дисконтированный доход;
- суммарные затраты за жизненный цикл изделия;
- интегральный показатель качества или совокупность ТЭП, определяющих

целевой технико-экономический эффект (например отношение целевого неэкономического эффекта к суммарным затратам за жизненный цикл изделия).

Для формализованного описания критерия, имеющих ограничения и известных взаимосвязей используют математические модели, включающие целевую функцию, ограничения, граничные условия. По характеру получения информации ТЭП подразделяются на задаваемые (регламентируемые), выбираемые (варьируемые), расчетные и прогнозируемые. Прогнозируются, как правило, экономические показатели, связанные с разработкой, производством и эксплуатацией объекта, в том случае, если нет данных для их определения расчетным путем. К ним относятся: себестоимость, цена изделия, капитальные вложения в разработку и производство, издержки эксплуатации.

О ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ВВЕДЕНИЯ ПРИНЦИПОВ СТАНДАРТИЗАЦИИ И УНИФИКАЦИИ В ОБЛАСТИ МАЛОГО СПУТНИКОСТРОЕНИЯ

С.О. Карпенко
ООО «СПУТНИК»

s.o.karpenko@gmail.com

Доклад посвящён исследованию, проведённому компанией СПУТНИК, цель которого – обосновать перспективность и необходимость создания микроспутников массой до 100 кг для решения научных, образовательных,

технологических и коммерческих задач на 3...5-летнюю перспективу. В частности, сделана попытка рассмотреть с экономической точки зрения перспективность ниши микроспутниковых платформ массой 10...50 кг для решения научных, образовательных и коммерческих задач в области дистанционного зондирования Земли, связи, проведения технологических экспериментов.

Проводится исследование целесообразности введения стандартизации и унификации в области микроспутникостроения. Изучается целесообразность разработки и использования универсального пускового механизма, позволяющего выводить на орбиту одиночные спутники и кластерные группировки на российских и зарубежных ракетах-носителях. Это, прежде всего, РН "Днепр", "Союз", а также возможность запуска в составе транспортно-грузового корабля (ТГК) «Прогресс» на Международную космическую станцию (МКС).

Сделана попытка составить для частной компании, работающей в российских условиях, оценочную экономическую модель расчёта стоимости разработки, производства и эксплуатации микроспутника дистанционного зондирования Земли массой до 100 кг, выводимого на низкую круговую орбиту ИСЗ наклонением 51..98 град, сроком активного существования не менее 3 лет, в следующем составе: прототипа спутника (комплекта систем-прототипов для наземной отработки); лётного технологического демонстратора, одного серийного спутника из группировки.

Рассматриваются аспекты оценки стоимости в плане разработки программного обеспечения, аппаратуры служебных систем, сборки, наземных испытаний, предстартовой подготовки, запуска и эксплуатации; отдельно рассматривается стоимость управления проектом и системного проектирования.

КОСМОНАВТИКА И ИННОВАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ РАЗВИТИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

А.М. Кирюшкин, В.Д. Оноприенко, В.М. Чебаненко
ФГУП ЦНИИмаш, ФГУП «Организация «Агат»

agat100K@roscosmos.ru

Мировой финансовый кризис идет уже седьмой год и, похоже, что он выходит на новую волну экономического роста, с тем, чтобы заблаговременно перевести мировую экономику развитых стран на новый технологический уклад. На этой волне поднимутся новые индустриальные страны, которые смогут своевременно создать инновационные ключевые производства нового технологического уклада и заложить предпосылки их быстрого роста в глобальном масштабе.

В настоящее время для любой страны необходимым условием своевременного выхода из кризиса является разработка и наличие утвержденной собственной стратегии, ориентированной на сохранение своего экономического потенциала и опережающее развитие и создание предпосылок роста новых производств инновационного технологического уклада новой структуры и формации.

Согласно учению Й. Шумпетера, которое изложено в его работе «Теория экономического развития», технический прогресс включает три основные фазы: инвенция, инновация и имитация.

Инвенция (от лат. *invenire*) – изобретать, придумывать и представлять некоторую идею, которая в будущем позволит решить возникающие проблемы. В практическом плане под инвенцией понимают новые научно-технические знания, технологии, процессы, изобретения, полученные в результате фундаментальных, поисковых и прикладных научно-исследовательских работ.

Инновация (от лат. *innovation*) – обновление. Под инновацией понимаются любые новшества, а также процессы, приводящие к появлению новых образцов, новой продукции. Инновация означает фактическое создание нового, в котором реализуется представленная идея. Таким образом, инвенция характеризуется, прежде всего, процессом мышления, а инновация – практическим действием. Инновацией называется процесс, который позволяет реализовать несуществующие ранее идеи и тем самым вызывать ключевые изменения в зарождающемся технологическом укладе.

Имитация (от лат. *imitation*) – подражание. Этот термин понимается как копия апробированной на рынке инновации.

Под стратегией инновационного развития понимается в настоящее время – процесс как совокупность всех действий и фаз, которые необходимо реализовать с целью выведения новшества, нового продукта, нового объекта на рынок. Структура нового (шестого) технологического уклада включает в себя:

- ключевой фактор: нанотехнологии, клеточные технологии и методы геной инженерии, а также информационно-коммуникационные технологии (ИКТ);

- ядро экономического уклада: наноэлектроника, молекулярная и нанофотоника, наноматериалы и оптические наноматериалы;

- несущие отрасли: электронная, ядерная и электротехническая промышленность; станко-, судо-, авто- и приборостроение; ракетно-космическая, авиастроительная и судостроительная промышленность, солнечная и ядерная энергетика, а также здравоохранение и образование.

Стратегия инновационного развития только тогда работает, когда экономика знаний выступает в качестве самостоятельного объекта

исследований, связанных с качественными изменениями нового уклада, произошедшими одновременно с научно-технической революцией в накоплении знаний и повышением их социально-хозяйственного значения до роли главного фактора производства.

В настоящее время экономика знаний характеризуется тремя принципиальными особенностями. Первая – дискретность знания как продукта. Конкретное знание либо создано, либо оно отсутствует. Вторая особенность заключается в том, что знания, аналогично другой общественно-полезной продукции, доступно всем без исключения. Третья особенность знания: по своей природе это информационный продукт, а информация после того, как ее получили, не исчезает, как обычный материальный продукт, но может быть искажена или зашифрована.

Особо необходимо отметить, что вторая особенность существует только теоретически. На практике в капиталистическом мире общедоступность знания ограничена множеством барьеров – от образовательного уровня до коммерческой тайны.

В индустриально развитых странах мира под влиянием двух основополагающих революций – научно-технической и информационной – возникла принципиально другая экономика, в создании которой главную и решающую роль стали играть не материальные факторы, а знания, информация, инновационный тип (образ) мышления и поведение творческого человека, создающего «ноу-хау» т.е. «знаю, как и что сделать».

ФИНАНСИРОВАНИЕ ГОСУДАРСТВЕННЫХ ПРОГРАММ ПО ПРИОРИТЕТНЫМ НАПРАВЛЕНИЯМ ИННОВАЦИОННОГО РАЗВИТИЯ

Т.С. Колмыкова

ФГБОУ ВПО «Юго-Западный государственный университет»

t_kolmykova@mail.ru

Стратегически важным становится поиск решения проблем финансового обеспечения всех стадий инновационной деятельности и, прежде всего, более полного использования полученных результатов по ключевым направлениям фундаментальной и прикладной науки. Гибким методом реализации Стратегии социально-экономического развития России до 2020 г. являются федеральные целевые программы, включающие перечень инвестиционных и инновационных проектов, обеспечивающих достижение целей Стратегии и обоснованное ресурсное обеспечение, в том числе за счет федерального бюджета.

На сегодняшний день все ФЦП вошли в состав новой формы программно-целевого метода - государственных программ. Объем средств федерального бюджета, выделенных на реализацию ФЦП, в 2008-2012 гг.

превысил 4 трлн. руб. Среди наиболее значимых по приоритетности и объемам финансирования следует выделить Федеральную космическую программу России на 2006-2015 годы (утверждена постановлением Правительства Российской Федерации от 22 октября 2005 г. № 635). Общий объем бюджетного финансирования Программы на 2006-2015 годы увеличен с 305 млрд. рублей до 684,8 млрд. рублей, объем привлекаемых внебюджетных средств снижен с 181,8 млрд. рублей до 173,9 млрд. рублей.

В последней редакции Программы из пятнадцати целевых показателей по девяти значения снижены на период 2006-2009 годов и по трем показателям снижены планируемые значения на 2015 год по сравнению с первоначальной редакцией. В 2006-2008 годах по шести из пятнадцати целевых показателей не были достигнуты запланированные значения в связи с тем, что несвоевременно осуществлялись запуски ряда космических аппаратов.

Из всех направлений развития космической сферы, предусмотренных Программой, наиболее динамичный рост показывает создание глобальной системы навигации ГЛОНАСС, объем финансирования которой за последние 9 лет вырос более чем в 18 раз. В России в ракетно-космической промышленности задействовано порядка 100 предприятий и около 320 тыс. сотрудников.

Совокупные доходы отрасли спутниковой связи за последние 14 лет выросли с 64 млрд. дол. до примерно 200 млрд. дол., показывая неуклонный рост, при этом доходы только от производства и запуска спутников за тот же период колеблется на уровне 13-18 млрд. дол. без устойчивой динамики к росту или снижению. Данные цифры свидетельствуют, что не более 10% доходов от космической деятельности можно получить непосредственно созданием и запуском космических аппаратов, большая часть этих доходов формируется посредством использования технологий, к которым открывает доступ космическая деятельность, на Земле. Использование данных технологий может иметь экономическую эффективность, достаточно сравнить доходы только от спутниковой связи с совокупными затратами на освоение космоса, но России для этого необходимо восстановить кадровый потенциал отрасли и провести ее технологическую модернизацию, что потребует как серьезных государственных инвестиций, так и создания условий для привлечения частного капитала.

**РОЛЬ ВЫСШИХ УЧЕБНЫХ ЗАВЕДЕНИЙ В РЕШЕНИИ ПРОБЛЕМЫ КАДРОВОГО
ОБЕСПЕЧЕНИИ АВИАЦИОННОЙ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ
ПРОМЫШЛЕННОСТИ**

В.И. Михалик, А.П. Семина

МАИ (НИУ)

otradnaya-95@mail.ru, semina-nasty@mail.ru

В конце 20 века Россия вступила в новый этап развития - период превращения в постиндустриальное общество: наметился переход от экономики, основанной на природных ресурсах к экономике, базирующейся на знаниях, «интеллектуальной экономике». Данные изменения повлекли за собой увеличение внимания к таким стратегически важным для России высокотехнологичным отраслям промышленности, как авиационная и ракетно-космическая, которые являются источником новых знаний и технологий для многих других отраслей.

В связи с негативными изменениями за последние десятилетия в структуре кадров (устаревание кадров, нехватка кадров нужной специализации и квалификации и т.п.) начала возрастать роль профильных ВУЗов в подготовке высококвалифицированных конкурентоспособных кадров. Стоит отметить, что именно подготовка профессионального и эффективного специалиста, опережающего общественную практику, является центральной проблемой в действующей системе образования. Эта проблема явилась результатом противоречий между традиционно сложившейся системой подготовки специалистов и потребностями в них на рынке профессиональных ресурсов, между содержанием обучения и темпами обновления знаний, отсутствием государственных заказов в подготовке специалистов для регионального рынка труда, и многими другими причинами. Для преодоления кризисных явлений в сфере кадрового обеспечения высокотехнологичных отраслей необходимо создать современную систему подготовки кадров, удовлетворяющую условиям современной экономики, укрепить материальную базу вузов, обеспечить кооперацию промышленных предприятий, научных институтов и вузов, то есть произвести сплав науки и образования.

Таким образом, можно сделать вывод, что для формирования инновационной, конкурентоспособной аэрокосмической промышленности, способной решать стратегические задачи совершенствования и развития отечественной техники и занимающей достойное место на мировой арене, в первую очередь необходимо найти пути решения проблемы кадрового обеспечения отечественной аэрокосмической отрасли.

КОНТРОЛЛИНГ ПЕРСОНАЛА В НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ ИНСТИТУТАХ**В.В. Мухин****ФГУП «ЦЭНКИ»**v99.muhin@yandex.ru

Предприятия типа «научно-исследовательский институт» занимаются созданием наукоемкой продукции. Возможность создания и качество продукции напрямую зависит от кадрового ресурса предприятия. Помимо критерия наличия квалифицированного кадрового состава от предприятий, для увеличения или приобретения конкурентно способности, требуются знания производственно-экономических принципов стоимостного контроля в области персонала, которые лежат в основе выполнения функции контроллинга персонала.

Основной задачей контроллинга персонала является планирование и контроль персонала в их тесной взаимосвязи между собой. Обращается внимание на тесную взаимосвязь всех видов и областей планирования, включая инвестиции, продукцию, инновации, финансы, а также бизнес-планирование деятельности персонала. Контроллинг персонала на предприятии должен распознавать и предусматривать изменения внешней среды, динамику рынка труда и обеспечивать развитие стратегии политики предприятия касающейся персонала. Необходимо заранее предусматривать новые потребности и затраты. Основным предназначением контроллинга персонала является выполнение сервисных функций, которые необходимы топ-менеджменту предприятия, для выживания и развития предприятия.

Актуальность данной тематики обусловлена как количеством организаций типа «научно-исследовательский институт» в России, которое составляет более 1800 предприятий, так и состоянием хозяйственно-экономической деятельности связанной с персоналом. Поскольку один из наиболее важных факторов, оказывающий достаточное влияние на конкурентно способность предприятий данного типа, это человеческий ресурс.

**СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РЕСУРСНЫМ
ПОТЕНЦИАЛОМ КОСМИЧЕСКИХ ПРОЕКТОВ****Н.Ю. Недбайло, В.В. Журавский, Б.Е. Курбатов****ИНЖЭКИН МАИ (НИУ), Университет РАО**zhurvv@mail.ru

Формирование ресурсного потенциала космического проекта и последующее поддержание его на необходимом уровне является одной из важнейших, если не самой важной задачей проектного управления в настоящее время. В условиях финансового кризиса дефицит бюджетного

финансирования может быть восполнен только за счет средств из внебюджетных источников, что в свою очередь требует перехода к взаимодействию участников проекта в рамках механизмов частно-государственного партнерства (ЧГП). Однако специфика большинства космических проектов не позволяет рассматривать их как инвестиционно привлекательные. Во многих случаях это создает значительные трудности своевременной реализации работ по проекту и обеспечения требуемого уровня качества их результатов.

В целях повышения инвестиционной привлекательности космических проектов разработана методология, направленная на повышение эффективности использования всех видов имеющихся ресурсов на различных стадиях их реализации. При этом сам проект структурируется таким образом, чтобы каждый из его значимых, относительно самостоятельных элементов также имел соответствующий статус подпроекта определенного уровня со значительно меньшей длительностью жизненного цикла. Для всех полученных структурных единиц формируется самостоятельная ресурсная база, состоящая из отдельных ресурсов и/или из ресурсных кластеров.

Для каждого из них определяются варианты одновременного использования помимо основного проекта в субпроектах различного уровня, реализуемых в рамках конверсионной или реконверсионной схем преимущественно по механизмам ЧГП с участием предприятий малого и среднего бизнеса. Большое количество и высокая мобильность последних позволяют не только достаточно гибко осуществлять бюджетирование основного проекта, но и существенно снизить риски неудачного осуществления прединвестиционной и инвестиционной фаз основного проекта за счет повышения его ресурсного потенциала. В настоящее время ведется разработка методических материалов, детализирующих основные этапы деятельности в рамках рассмотренных механизмов.

**О МЕТОДОЛОГИЧЕСКИХ ОСНОВАХ РАЗРАБОТКИ
ОРГАНИЗАЦИОННО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ
УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬЮ**

А.И. Орлов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, ЦНИИМАШ

prof-orlov@mail.ru

Результаты космической деятельности (КД) используются как для обеспечения обороноспособности государств, так и для решения социально-экономических задач развития страны. 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. Согласно оценкам, в настоящее время позитивная и значимая динамика отечественной КД не может быть обеспечена из-за явного несоответствия ее ресурсного обеспечения.

Необходима разработка соответствующего современным внешнеполитическим условиям и достижениям науки организационно-экономического обеспечения решения задач управления КД. В качестве базовой организационно-экономической теории целесообразно 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, в них велика инновационная составляющая, обусловленная необходимостью решения новых научно-технических задач. Как следствие, велики инновационные риски. Во-вторых, проекты по созданию РКТ требуют для своей реализации значительных объемов ресурсного обеспечения (трудовых, временных, материальных и производственных ресурсов), значительных инвестиций. Поэтому такие проекты естественно называть инновационно-инвестиционными.

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, должны 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 необходимо проводить анализ и оценку рисков, а также применять современные статистические и экспертные методы прогнозирования динамики технико-экономических показателей проектов.

ОЭО РЗУ КД должно быть основано на современных научных достижениях, в частности, на современной парадигме в области математических методов экономики, включая статистические и экспертные методы принятия решений в условиях неопределенности и риска. Контроллинг в этой области – это разработка процедур управления

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.

Отметим необходимость учета инфляции при планировании и оценке финансово-хозяйственной деятельности предприятий, организаций, отрасли в целом.

КОСМИЧЕСКАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ В АЗИАТСКОМ РЕГИОНЕ – ПЕРСПЕКТИВЫ И ВЫЗОВЫ РАЗВИТИЯ

И.О. Прокопенкова

Российский институт стратегических исследований (РИСИ)

aoife@mail.ru

Начиная с конца прошлого века отмечается растущий интерес к инвестициям в космические технологии – только за последние 10 лет число государств, имеющих национальные космические программы или собственные космические средства удвоилось, а совокупный объём мировых государственных ассигнований на космическую деятельность вырос более чем в 1,5 раза.

Интенсификации мировой космической деятельности на современном этапе в значительной степени способствуют расширение возможностей доступа в космос за счёт появления в секторе коммерческих космических запусков новых игроков и стремительного развития технологий малых космических аппаратов, а также бурный рост смежных рынков продуктов и услуг в области прикладных космических систем.

Указанные факторы обуславливают вовлечение в космическую деятельность всё более широкого круга стран, что сопровождается увеличением доли второстепенных игроков в общем объёме мировых затрат на гражданскую космическую деятельность, а также усложнением их национальных программ.

Наиболее динамично этот процесс развивается в Азиатском регионе, уже опередившем по объёму расходов на гражданские космические программы европейские страны, и где сосредоточено более трети стран-участников КД. Кроме Китая, Индии и Японии, поступательно сокращающих своё отставание от США, России и Европы, активно развивается космический

потенциал новых участников «космического клуба»: Ирана, Южной Кореи и КНДР.

При этом развитие потенциала космических стран «второго уровня» сопряжено с рядом факторов. Во-первых, следствием диверсификации мировой космической деятельности становятся структурные изменения конъюнктуры мирового рынка (к 2013 г. затраты космических стран «второго уровня» на приобретение космических аппаратов уже достигли 1,5 млрд долл. или около 9,5 % мирового рынка, а в течение ближайших 10 лет они намерены заказать свыше 80 новых спутников). Во-вторых, отмечается наращивание масштабов и усложнение международного сотрудничества в сфере космических технологий, а также переформатирование моделей взаимодействия ведущих игроков космического рынка и «возникающих космических держав», предполагающего передачу всё более передовых технологий. Кроме того, всё более важную роль играет кооперация на региональном уровне. Так, начиная с 2008 г. в Азии под эгидой Китая и Японии параллельно действуют два региональных форума – Азиатско-тихоокеанская организация по сотрудничеству в сфере мирного космоса (APSCO) и Региональный азиатско-тихоокеанский форум космических агентств (APRSAF), а в 2011 г. на заседании Союза южноамериканских наций (УНАСУР) было заявлено о планах создания Южноамериканского космического агентства.

Происходящие масштабные изменения оказывают всё большее воздействие экономические и экономические процессы в Азии, возрастает роль космической деятельности в процессах региональной интеграции, а также как фактора ускорения социально-экономического и технологического развития стран региона. В то же время, развитие космических технологий, создавая экономические возможности, несёт в себе ряд рисков, связанных, прежде всего с проблемами нераспространения, а также наличием множества вызовов региональной безопасности (в первую очередь, в Южной и Юго-Восточной Азии) из-за большого числа потенциальных территориальных, межэтнических и межконфессиональных конфликтов.

В данных условиях анализ основных факторов и перспектив развития космической деятельности в Азиатском регионе приобретает всё большую актуальность.

**УПРАВЛЕНИЕ ИННОВАЦИОННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬЮ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ
КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ****И.Б. Псарев, В.В. Мухин****ФГУП «ЦЭНКИ», МГТУ им. Н.Э. Баумана**i.b.psaryov@gmail.com, v99.muhin@yandex.ru

Предприятия космической отрасли занимаются созданием высокотехнологичной и наукоемкой продукции. Для этих предприятий очень важны передовые методы не только в организации производственного процесса, жестком контроле качества продукции, но и в постоянном совершенствовании управления внедряемых инновационных процессов.

С началом экономического роста, после тяжелого периода связанного с распадом СССР в конце 20-го века, в нашей стране стали уделять больше внимания развитию новых технологий и инноваций в различных отраслях промышленности. Космическая отрасль, как представитель одного из наиболее наукоемких направлений, не стала исключением. Вслед за вниманием стало выделяться финансирование на инновационную деятельность и возникла необходимость наличия эффективной системы управления инновационными процессами, что является одной из основных составляющих успешности нововведений. Сложившаяся на отечественных предприятиях космической отрасли практика управления разработками, характеризующаяся многолетними циклами, низким уровнем проработки вопросов эффективности нововведений не удовлетворяет современным требованиям, которые предъявляются к передовым предприятиям наукоемких отраслей. Ведь инновации в большей степени, чем другие виды деятельности предприятия, сопряжены с значительными объемами инвестиций и группами рисков, такими как: технические, временные и экономические.

Актуальность выбранной темы обусловлена необходимостью информационного сопровождения внедрения инновационных процессов на предприятиях космической отрасли не только для сохранения своих позиций на быстро развивающемся мировом рынке космических технологий, но и для генеральной цели – занятие лидирующих позиций в мировом космическом пространстве.

**ЭКОНОМИЧЕСКИЕ САНКЦИИ ПРОТИВ РОССИЙСКОЙ КОСМИЧЕСКОЙ
ПРОМЫШЛЕННОСТИ: ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ И
ЗАЩИТА ПРЕДПРИЯТИЙ НА «ПОСТСАНКЦИОННЫЙ» ПЕРИОД**

Л.С. Раткин

ООО «АРГМ», Национальный исследовательский центр

«Курчатовский институт»

rathkeen@bk.ru

В докладе на основании данных открытых информационных источников приведены сведения о том, как в течение ряда последних лет в разных мировых регионах в отношении российских предприятий и их руководителей предпринимались действия, характеризуемые в российском законодательстве как «недобросовестная конкуренция». Как правило, все приведенные в примерах предприятия относились к высокотехнологичному сектору, участвовали в международных проектах и, как ни странно на первый взгляд, имели отношение к космической индустрии как «смежные» поставщики.

На заседании Президиума РАН осенью 2014 года был представлен доклад по ситуации, сопоставимой с новым этапом «холодной войны». Автором в докладе предпринята попытка систематизировать данные по ущемлению прав российских предприятий-экспортеров продукции и услуг, в т.ч., для космической отрасли, и провести детальный анализ по товарным группам предприятий, производители которых попали в «санкционный» список.

В докладе приведен ряд сведений из открытых источников, позволяющих восстановить взаимосвязь между сворачиванием американской пилотируемой программы «Space Shuttle», последующим отказом от услуг российских поставщиков-производителей ракет-носителей и развертыванием собственной американской программы освоения космического пространства без участия России как соисполнителя по проекту. Приведенные факты позволяют сделать вывод о том, что введенные в 2014 году санкции были частью запланированной программы комплекса мер по вытеснению РФ из основных высокотехнологичных производственных секторов, в т.ч., мировой космической индустрии.

Выводы:

1. Для защиты отечественных предприятий-производителей продукции и услуг для отечественной космической отрасли автором предлагается разработка системы, учитывающей их финансирование по государственным программам с учетом объемов госкапиталовложений, заемных и собственных средств, сроков окупаемости, IRR, NPV и т.д.
2. Автором предлагается разработка комплекса мер, направленных на защиту отечественных предприятий, на период после

снятия санкционных ограничений. Поскольку производство некоторых типов импортозамещающей продукции для космической отрасли в условиях санкций будет иметь себестоимость выше зарубежных аналогов, для предотвращения банкротства организаций необходимо разработать, создать и законодательной утвердить гибкий механизм Государственных гарантий на «постсанкционный» период.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕХАНИЗМА ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО ОБОСНОВАНИЯ ПРОЕКТОВ ПО СОЗДАНИЮ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Н.В. Рысаева

ФГУП «Организация «Агат»

rysaeva_n_v@mail.ru

Основная функция технико-экономического обоснования (ТЭО) проектов по созданию автоматических космических аппаратов (АКА) заключается в поддержке процесса принятия управленческих решений и контроля стоимости на всех этапах жизненного цикла (ЖЦ) проекта.

Анализ современных отечественных нормативно-методических документов и специальной литературы в области проведения ТЭО космических проектов (КП), показал, что существует ряд нерешенных задач, а именно:

- ключевая роль в ТЭО КП отводится оценке стоимости проекта, в то время как такие процедуры, как анализ конкурентоспособности, оценка экономической эффективности, анализ чувствительности, учитывающих специфику проектов по созданию АКА, проработаны недостаточно;

- отдельные методики оценки стоимости создания АКА устарели и не соответствуют современному уровню развития космических средств.

В этой связи актуальным направлением исследования представляется разработка теоретических и методических основ проведения ТЭО проектов по созданию АКА, базирующихся на принципах комплексности, непрерывности, декомпозиции и итерационности. Согласно данным принципам, процесс ТЭО должен охватывать все стадии ЖЦ проекта, носить комплексный характер и представлять собой ряд последовательных итераций, то есть должен рассматриваться как процесс последовательного приближения и уточнения, начиная с самых ранних этапов разработки до серийного изготовления изделия. При этом процедура ТЭО представляет собой совокупность мероприятий, включающих, помимо оценки стоимости проекта, оценку сравнительной эффективности и оценку абсолютной эффективности (оценка результатов). В силу специфики проектов (ТЭО

проводится в условиях высокой неопределенности) неотъемлемым этапом представляется анализ чувствительности полученных в ТЭО оценок.

В докладе представлены результаты выполненной работы в части разработки методических основ проведения ТЭО проектов по созданию АКА на этапе системного проектирования.

ОСОБЕННОСТИ КАДРОВОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАУКОЕМКИХ ПРОЕКТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Е.А. Силантьева, А.И. Тихонов

ИНЖЕКИН МАИ (НИУ)

katya7553@list.ru

Для формирования инновационной, конкурентоспособной ракетно-космической промышленности, способной решать стратегические задачи совершенствования и развития отечественной ракетно-космической техники и занимающей достойное место на мировом космическом рынке, необходимо решение проблемы кадрового обеспечения отечественной космической деятельности. В настоящее время актуальным является анализ системы кадрового обеспечения предприятий отрасли и конкретных наукоемких проектов, а также определение текущей и будущей потребности в кадрах различной квалификации.

Одной из главных задач специалистов по управлению персоналом в РКП является разработка и обоснование механизма обеспечения наукоемких проектов кадрами, в том числе посредством подготовки/переподготовки кадров в образовательных учреждениях различного уровня, поскольку важная роль в кадровом обеспечении предприятий ракетно-космической промышленности отводится именно Высшему учебным заведениям (ВУЗам). ВУЗ является уникальным образовательным центром, осуществляющим реализацию процессов профессиональной подготовки и переподготовки кадров огромного диапазона специальностей, что наиболее актуально при реализации новых и перспективных наукоемких проектов отрасли.

Данная работа направлена на выявление основных тенденций кадрового обеспечения ракетно-космической промышленности, определение ключевых направлений развития кадровой политики в РКП, а также на рассмотрение различных форм взаимодействия ВУЗов и предприятий РКП и оценку их эффективности в рамках реализации наукоемких проектов отрасли.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ И АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ ТЕХНОЛОГИИ**Л.В. Панкова, ИМЭМО РАН**lpankova@imemo.ru

Стратегия социально-экономического и военно-экономического развития большинства стран мира базируется сегодня на модели инновационного развития. При этом инновационная способность экономики в целом и военной экономики в частности, становится все более важным параметром обеспечения национальной безопасности, в таких ее составляющих, как безопасность экономическая, военно-экономическая, военная и технологическая.

Особое внимание сегодня, особенно в условиях «санкционного» давления и разработки программы импортозамещения, заслуживают, на наш взгляд, вопросы обеспечения технологической безопасности.

Однако, как известно, концептуальная проработка проблемы технологической безопасности находится в незавершенной и достаточно неопределенной стадии. Это связано, наряду с прочим, и с недоработкой проблем «баланса сил», симметрий и асимметрий в области технологической взаимозависимости государств, недостаточным поиском выработки (определения) оптимального соотношения автарктичности развития и встроенности в систему международного разделения труда.

В условиях, когда увеличиваются темпы научно-технического прогресса, а изменения технологической базы приобретают масштабный и многомерный характер, усиливая подвижность баланса сил, обсуждение проблем технологической безопасности, ее обеспечение и связь с другими видами безопасности, в общем формате интенсивного развития инновационной экономики (включая и военно-инновационное развитие), представляется исключительно актуальным и своевременным.

Новые геостратегические условия: нарастающая неопределенность и рост вероятности асимметричных угроз вносят свои коррективы и во взаимосвязь аэрокосмических инноваций и технологической безопасности. Перспективные технологические возможности в космосе требуют оценки с позиции возможных качественных изменений в характеристике технологической безопасности.

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ИНВЕСТИЦИЙ В КОСМИЧЕСКИЕ ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫЕ ПРОЕКТЫ

И.Н. Омельченко, МГТУ им.Н.Э. Баумана

И.А. Галькевич, ФГУП «Организация «Агат»

i.galkevich@gmail.com

В рамках инвестиционно-стратегической деятельности операторов космических систем связи и вещания возникает задача определения оптимальных параметров планируемых к реализации космических телекоммуникационных проектов на основе проведения технико-экономического анализа.

Анализ включает в себя четыре стадии: определение оптимального производителя спутника, который обеспечит требуемые стоимостные, качественные и надежность показатели создаваемых спутников; определение стоимости их создания; определение их конкурентоспособности относительно существующих (перспективных) аналогов и оценка эффективности привлечения инвестиций в производство и функционирование всей космической системы.

Определение потенциального производителя осуществляется на основе интегрального показателя конкурентоспособности спутникостроительной компании, который включает показатели: технического уровня производимых спутников, их надежность, стоимость единицы предоставляемой услуги, средней продолжительности цикла поставки изделия и др.

Стоимость создания спутника определяется как укрупненными, так и детализированными методами в зависимости от фазы жизненного цикла изделия, степени его новизны и типа производства. К укрупненным методам относятся: метод удельных показателей, метод балловой оценки, агрегатный метод, метод структурной аналогии и регрессионный анализ. Детализированная оценка производится методом калькулирования по статьям затрат исходя из экономических и технических норм и нормативов.

Оценка конкурентоспособности космических систем связи и вещания проводится на основе определения удельной стоимости создания спутникового канала пропускной способностью 1 Мбит/сек или эквивалентного транспондера.

Анализ проводится по различным вариантам технического исполнения изделия и по результатам выбирается наиболее оптимальный вариант по финансовым критериям NPV, PI, IRR, PBP и с учетом спроса на предоставляемые телекоммуникационные услуги, особенностями потребительского рынка, уровнем конкурентной борьбы и имеющихся рисков реализации телекоммуникационного проекта.

Секция 9

**Космонавтика и устойчивое развитие общества
(концепции, проблемы, решения)****ПРОБЛЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДОЛГОСРОЧНОГО УСТОЙЧИВОГО РАЗВИТИЯ
КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ: ТЕНДЕНЦИИ И РЕШЕНИЯ***Ю.Н. Макаров**Федеральное космическое агентство**А.И. Рудев, Э.Г. Семененко**ФГУП ЦНИИмаш**lab10062otdel1006@mail.ru*

В докладе рассмотрены тенденции и решения по актуальной проблеме обеспечения долгосрочного устойчивого развития космической деятельности (КД), которые осуществляются в рамках Комитета ООН по космосу и его научно-технического и юридического подкомитетов. Обоснована целесообразность формирования международной системы мониторинга и оценки уровня безопасности космической обстановки, планирования и реализации комплекса мероприятий по нейтрализации факторов-угроз, обуславливающих состояние околоземного космического пространства (ОКП) (космический мусор, нарастание столкновений космических объектов и др.).

Даны предложения и рекомендации по формированию международно-правовой базы Руководящих принципов для реализации мероприятий по обеспечению безопасности и устойчивого развития КД в условиях новой геостратегической обстановки.

**ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ ОПЕРАТИВНОГО КОНТРОЛЯ И
МОНИТОРИНГА СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА***К.М. Пичхадзе, В.В. Малышев, В.А. Воронцов,**А.В. Фёдоров, Е.А. Фёдоров Р.Ч. Таргамадзе**Московский авиационный институт**grumenel@gmail.com*

На сегодняшний момент практически любой бортовой комплекс относится к классу сложных технических систем. Поэтому повышение качества функционирования и определение действительного технического состояния бортовых систем является важной проблемой. В обеспечении требуемого уровня качества функционирования и надежности сложных технических си-

стем особая роль принадлежит различным методам диагностирования их состояния, ведь от работы этих систем зависит миссия всего аппарата, и сегодня недопустима потеря работоспособности бортовой части.

Поэтому главная задача любого конструктора бортовых систем – это оценка качества надежности бортовой аппаратуры. Но идеальная «работоспособности» и полная «неработоспособность» на практике встречаются очень редко, эти состояния скорее являются сейчас некими граничными состоянием на шкале всех возможных состояний космического аппарата.

На данном этапе развития бортовых систем полный контроль состояния осуществляется через анализ телеметрической информации. Рассмотрим, как это происходит. Готовятся некоторые информационные кадры о состоянии некой бортовой системы, потом они подготавливаются в формат для передачи на наземный комплекс приема телеметрии, затем происходит сеанс связи, после этого телеметрия анализируется и, если в информации находятся какие-то кадры для которых требуется вмешательства наземных операторов, производится передача информации о реконфигурации «критичной» системы.

Ни для кого не секрет, что все нештатные ситуации делятся на парируемые, т.е. ожидаемые и неогорождаемые. И если информация в телеметрии будет указывать на неогорождаемую нештатную ситуацию, то время для принятия решения по парированию такой ситуации может очень сильно растянуться во времени, это время может оказаться судьбоносным, особенно если аппарат рассчитан на освоение дальнего космоса.

По той причине, что не предусмотрена возможность автоматизированного выявления «пред-дефектных» состояний на борту КА, все это не дает возможности предсказания состояния КА на следующие сеансы связи и не позволяет своевременно принять меры по предотвращению аппаратных сбоев.

Данную проблему можно минимизировать, применяя интеллектуальную систему диагностики оперативного контроля состояния систем космического исполнения. Идеальным вариантом была бы диагностика неисправностей «на лету» и принятия мер для правильной оценки и ликвидации нештатной ситуации.

Сегодня в НПО им. С.А. Лавочкина проходят научно исследовательские работы по созданию программно-математической модели с элементами интеллектуальной системы оперативного контроля состояния КА для наземного программного комплекса, которая позволит решить задачи:

- возможность создания мер, в том числе и прогнозирования, для парирования непредвиденных нештатных ситуаций в космическом аппарате в случае их возникновения;

- возможность автоматизации оперативных решений для ликвидации отказов на борту;
- автономной оценка состояния различных бортовых систем;
- отработки методов и средств оперативного контроля для бортовых систем КА.

**КРИТИЧЕСКИЕ ТЕХНОЛОГИИ В РАЗРАБОТКЕ АВТОМАТИЧЕСКИХ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ПОСТУПАТЕЛЬНОЕ РАЗВИТИЕ**

**К.М. Пичхадзе, В.А. Воронцов, В.А. Тихонов, В.Н. Полецкий, Б.В. Любезный
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»**

vorontsov@laspace.ru

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» проводит комплекс работ по реализации Программы фундаментальных космических исследований с помощью автоматических космических аппаратов.

Для успешной реализации действующей Программы и создания научно-технического задела для перспективных программ ведется работа по ряду критических технологий. Финансирование этих работ частично возможно в рамках действующей Программы, но в большей части необходимо решать задачи открытия соответствующих научно-исследовательских работ (НИР), получения грантов и т.д.

Многие предприятия, организации соисполнители, так называемые, смежники обладают мощным научно-техническим потенциалом, который не всегда задействован в решении текущих, а тем более перспективных задач. Поэтому, представляется целесообразным проведение предприятиями и институтами работы по анализу некоего предварительного перечня критических технологий. Очевидна необходимость работы по выделению тем, по которым имеют компетенцию различные подразделения, и определению ответственных лиц, которые совместно с ключевыми специалистами будут вести работу по всем возможным формам реализации соответствующей научной, технической, технологической и образовательной деятельности.

**СОВРЕМЕННЫЕ МЕТОДЫ ГЕОФИЗИЧЕСКОГО МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО
ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ**

**В.М. Шершаков
ФГБУ «НПО «Тайфун»**

pozin@typhoon.obninsk.ru

Важным аспектом безопасности и экологичности ракетно-космической деятельности является обеспечение попадания отделяющихся частей ракет-носителей в заданные районы. Неопределенность расчетов точек падения

отделяющихся частей с помощью соответствующих моделей прогнозирования напрямую зависит от точности используемых данных о состоянии атмосферы, определяющих основные силы, действующие на ракету-носитель и ее отделяющиеся части в полете. Наиболее эффективным способом решения задачи учета геофизических параметров атмосферы при проведении баллистических расчетов является использование оперативной информации о фактических и прогнозируемых значениях параметров состояния атмосферы в районах пуска ракеты-носителей и падения отделяющихся частей.

Получение фактической информации может быть организовано на основе передвижных метеорологических станций, оснащенных как традиционными контактными средствами измерений метеорологических параметров, так и средствами дистанционными зондирования атмосферы такими как радиолокационный ветровой профилемер и доплеровский метеорологический радиолокатор (ДМРЛ).

Данные радиолокационного ветрового профилера используются для определения общей тенденции изменения профиля ветра, оценки возмущений воздушного потока при высокой турбулентности, сверхкраткосрочного прогноза развития шквалов и сильных порывов ветра.

Системы наблюдений на основе современных ДМРЛ позволяют:

- выявлять зоны сильного ветра, их временные и пространственные градиенты;
- обнаруживать сдвиги ветра вблизи поверхности Земли, создающие значительную опасность при взлете ракет-носителей;
- определять мезоциклоны, т.е. локальные вращения масс воздуха, способного породить торнадо;
- обнаруживать фронты порывистости, т.е. вытекающие из облака потоки холодного воздуха, движущегося с большой скоростью,
- вычислять дивергенцию ветра, указывающую на сильные нисходящие потоки;
- проводить идентификацию "микровзрывов" - резких нисходящих движений воздуха в облаке.

В последние годы в метеорологической практике для численного прогноза погоды и исследований атмосферных процессов происходит переход на негидростатические модели атмосферы высокого пространственного разрешения. Применение негидростатических мезомасштабных моделей вызвано использованием сеток с шагом меньшим 10 км, и необходимостью учета вертикальных ускорений на региональных масштабах движений. В настоящее время в Гидрометцентре России находится в эксплуатации региональная модель COSMO-Ru. Метеополя, рассчитанные по системе COSMO-Ru, покрывают всю Европейскую территорию России и часть Западной Сибири и имеют разрешение по горизонтали ~7 км, а по вертикали от 20 до 200 м в

нижнем 5-километровом слое атмосферы. Расчеты проводятся с заблаговременностью 78 часов и с 3-часовым разрешением. Доступ к расчетным данным обеспечивается в оперативном режиме, включая удаленный доступ.

Вырабатываемая «по умолчанию» продукция технология COSMO является избыточной. Поэтому для специализированного использования удаленным пользователям требуется подготовка специальных веток технологии, аккуратно производящих отбор (возможно – дополнительные вычисления на основе фактической данных) необходимых видов информации. Это в первую очередь необходимо для сокращения объемов передаваемой информации и облегчения ее дальнейшей обработки.

Система подготовки выходной продукции COSMO-Ru, адаптированной для решения прикладных задач, должна работать в тесной взаимосвязи с общей технологией COSMO-Ru.

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ И МЕТОДОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАКЕТНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

Ю.В. Костев, А.А. Позин

ФГБУ «НПО «Тайфун»

pozin@typhoon.obninsk.ru

Ю.А. Матвеев

Московский авиационный институт

pozin@typhoon.obninsk.ru

Опыт развития отечественных ракетно-космической техники, технологий и исследований играет определяющую роль в создании единого информационного пространства России. В этом же направлении идет развитие техники ракетного эксперимента (РЭ) для обеспечения решения все более усложняющихся задач исследований, что вызывает необходимость разработки новых схем проведения РЭ, а так же совершенствовать методическую базу проведения работ. Примерами решения задач могут служить комплексные РЭ такие, как проводимые эстафетными или групповыми синхронными пусками, а так же технологические эксперименты по отработке элементов ракетно-космической техники.

Предложена декомпозиция РЭ, позволяющая сформировать поэлементно алгоритм проектирования системы РЭ. Выделяются следующие составные этапы РЭ:

- выведения научной аппаратуры в заданную точку пространства;
- получения информации об изучаемом объекте или явлении;
- обработки и передача полученной информации потребителю.

Представлена структура системы проведения РЭ и определены уровни ее подсистем. Ключевыми подсистемами являются ракетный комплекс (РК),

блок научной аппаратуры (БНА), наземный измерительный комплекс (НИК) и система передачи информации. Приведены условия и ограничения расположения подсистем НИК, в том числе и на станции ракетного зондирования атмосферы.

Сформированы принципы проведения РЭ, на их основе представлены методы построения схем РЭ. Рассмотрена задача рационального выбора схемы проведения ракетного геофизического эксперимента, с учетом масштабного фактора сложной территориально-распределенной структуры и возможными ограничениями информационных каналов связи.

Предложены показатели эффективности, используемые при выборе оптимального варианта проведения РЭ. Представлены показатели эффективности РЭ в целом и отдельных его подсистем. Для этого уточнены модели стоимости РЭ в зависимости от современного подхода к цене составляющих подсистем и нормативно-методических актов и целевой отдачи РЭ, как отдачи от информационной системы, что позволяет по новому проводить разработку элементов РК и, в частности, БНА, а так же логистику схем проведения РЭ в зависимости от структуры его и масштаба.

МЕТОДИКА ПРОГНОЗНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Ю.А. Матвеев, В.А. Ламзин, В.В. Ламзин

Московский авиационный институт

matveev_ya@mail.ru

Анализ перспектив развития космических средств дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) на ближайшее десятилетие показывает, что основное место будут занимать разработки КА ДЗЗ с массой менее 1000 кг, а также создание семейства модификаций КА при широкой комплексной замене подсистем. Прогнозные исследования создания семейства модификаций КА проводятся с учетом динамики функциональных связей, технико-экономических ограничений. Прогнозные исследования позволяют более обоснованно подходить к определению рациональных характеристик средств ДЗЗ, целенаправленно вести работу по развитию технологической базы и производства. Одновременно прогнозные исследования позволяют планировать работу по совершенствованию организации исполнителей, кооперации и оптимизации состава, структуры участников работ, что важно при формировании перспективных программ развития средств ДЗЗ.

В докладе приводится методика прогнозных исследований перспективных КА ДЗЗ (модификаций КА) при комплексной замене подсистем аппарата, рассматриваются особенности её реализации. Показано, что эффективным средством прогнозных исследований характеристик перспективных КА явля-

ется метод двухуровневой согласованной оптимизации при статистическом учете функциональных связей, включающий схему двухуровневого исследования и двухуровневую проектную модель. Рассматривается задача выбора параметров комплекса новых подсистем, устанавливаемых при создании модификации КА. Анализируются вопросы согласования проектных решений для модификаций КА и комплекса заменяемых подсистем. Представлен алгоритм согласованной двухуровневой оптимизации характеристик перспективных модификаций КА и заменяемых подсистем, проектная модель. Обсуждаются особенности обеспечения согласования и сходимости решений при реализации метода двухуровневой согласованной оптимизации при статистическом учете функциональных связей.

Применение разработанного методического аппарата, включающего модели и алгоритмы, позволяет провести детальный анализ эффективности существующих и перспективных космических средств ДЗЗ.

АНАЛИЗ ПРОГНОЗОВ МИРОВЫХ ТЕНДЕНЦИЙ И ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА ПРОРЫВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ РАЗВИТИЯ НАУКИ И ТЕХНИКИ В ОБОЗРИМОМ БУДУЩЕМ

А.М. Кирюшкин

ФГУП ЦНИИмаш

Л.В. Куличкова, В.Д. Оноприенко

ФГУП «Организация «Агат»

agat100K@roscosmos.ru

При проведении анализа современных прогнозов используется методология прогнозирования, которая допускает разделение их в следующей последовательности, а именно:

1. Прогнозы пределов научной возможности:
 - а. Теория и предвидение;
 - б. Расчеты и предсказание;
 - в. Идея, инновация, новый процесс или образец.
2. Прогнозы пределов технической реализации:
 - а. Изобретение;
 - б. Аналог-образец;
 - в. Демонстрационный образец.
3. Прогнозы пределов технологического развития:
 - а. Открытие новой технологии;
 - б. Пределы экстраполяции прогнозной технологии;
 - в. Возможность создания технологического образца или процесса.

Самые большие ожидания, предполагаются в решении термоядерных задач физики. Важный проект создания коллайдера был начат в СССР в 1975-

1990 годы, чтобы проверить корректность существующих теоретических моделей, описывающих микромир. В г. Протвино Московской области было начато строительство 27 километрового кольца, но исчезновение СССР не дало возможности завершить данный проект.

Сегодня все работы в этом направлении сосредоточены в ЦЕРН (Европейский центр ядерных исследований – *Conseil Europeen pour la Resperche Nuclaire*) на большом андронном коллайдере (БАК), который был построен для окончательной верификации фундаментальной Стандартной модели микромира.

Частицу, ответственную за гравитационное взаимодействие, именуют бозоном Хиггса, по имени человека, предсказавшего ее существование. Создав БАК и, проверив предсказание сегодня можно утверждать, что бозон Хиггса с большой вероятностью обнаружен. Соответственно Стандартная модель микромира верифицирована.

Но в 1960 годах появилась и активно развивалась кварковая теория. Альтернативной моделью стала концепция суперструн, на которую обратили внимание с середины 1980-1990 годов. Как возможный путь разрешения и неувязок Стандартной модели микромира была выдвинута новая альтернативная струнная модель.

Исследования, из приоритетных задач, выделили новую, заключающуюся в поиске новых частиц, которые предсказываются теорией суперструн. В Стандартной модели микромира их нет. И самое главное, что в теории суперструн есть частица с отрицательной массой, которая ведет к созданию антигравитационного двигателя. Но для этого необходимо подтверждение, верификация струнной модели, что в свою очередь требует строительства нового более мощного андронного коллайдера общей длиной около 100 километров.

Это только пример прогноза пределов научной возможности построить модель картины мира.

В настоящее время о дальнесрочном прогнозе пределов технической реализации и будущих научно-технических прорывов можно определить следующие основные направления:

- Прогнозируется создание инновационных технологий в ядерной энергетике (прежде всего реакторов-размножителей на быстрых нейтронах и ядерного синтеза с одновременным развитием в 2025-2030 годах, ветряной и приливной энергетики);

- Развитие информационных технологий и в первую очередь суперкомпьютеров, глобальной связи, т.е. связи между двумя любыми точками Земного шара, глобальной информации через Интернет с защитой авторских прав, а также глобальной навигации;

- Развитие робототехники и ее серийное и промышленное производство;

- Развитие медицины, бионики и биогенетики;
- Развитие космических технологий и воздушно-космического транспорта;
- Новые технологии в части охраны и защиты окружающей среды;
- Развитие новых нанотехнологий, а также создание новых наноматериалов с уникальными физическими свойствами и характеристиками.

Научно-технические прогнозы пределов научной, технической и технологических возможностей дают некоторую вероятность заглянуть за горизонты определенности в будущем.

КОСМОНАВТИКА И ПРОГНОЗ РЕСУРСНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПЕРВОГО ЭТАПА ОСВОЕНИЯ ЛУНЫ

В.Д. Оноприенко

ФГУП «Организация «Агат»

agat100K@roscosmos.ru

В 2014 году человечество отметило несколько космических событий в истории мировой космонавтики, а именно:

1. С начала космической эры прошло 57 лет, как СССР запустил первый в мире ИСЗ – 4 октября 1957 года;

2. Прошло 53 года с начала освоения околоземного космического пространства, когда СССР 12 апреля 1961 года запустил в космическое пространство Юрия Алексеевича Гагарина;

3. Прошло 45 лет с начала освоения окололунного космического пространства и первой высадки человека на поверхность Луны. США произвели запуск корабля «Аполлон XI», который совершил полет с 16 по 24 июля 1969 года в составе экипажа: Нейл Армстронга (командир), Майкл Коллинз (пилот основного блока) и Эдвин Олдрин (пилот лунной кабины).

4. Прошло 28 лет с тех пор как Конгресс и президент США создали национальную комиссию по разработке перспективной космической программы на период 1986-2036 год. Основной рекомендацией этой комиссии был призыв к созданию постоянной (обитаемой) базы на Луне в первом - втором десятилетии XXI века.

Луна – это спутник Земли, на котором люди в будущем смогут жить, используя местные лунные ресурсы и материалы, которые в будущем станут доступны для человечества при широком использовании современных результатов науки и техники.

Лунные базы имеют, в первом приближении, следующее назначение:

1. Научно-исследовательские полеты непилотируемых автоматических станций и пилотируемые полеты по выбору мест создания лунных баз в период 2016-2025 годов;

2. Исследование, выбор и реализация надежной транспортной системы связи Земли с Лунной автоматическими станциями на первом этапе и в будущем постоянно действующей транспортной системой с двухсторонним движением пилотируемых полетов в период 2020-2030 годов;

3. Создание постоянно действующих лунных баз на видимой и невидимой стороне со штатом в 9-13 человек в период 2025-2045 годов;

4. Промышленно-технологическое освоение Луны для обеспечения планеты Земля спецматериалами, а также для разработки ресурсов Луны в период 2030-2040 годов;

5. Лунные базы «дозорные» на обратной стороне Луны для обеспечения защиты планеты Земля от космических угроз. НАСА опубликовало доклад летом 2014 года о том, что в глубоком космосе специалистам удалось обнаружить неизвестный ранее пояс астероидов. Астрономы утверждают, что он стремительно приближается к нашей части Солнечной системы и уже начиная с 2017-2020 годов Землю ожидает столкновения с метеоритами и кометами, которые могут продолжаться, по первым результатам расчетов, примерно 70-120 лет.

В данном докладе рассматривается ресурсное обеспечение полетов к Луне в первом приближении автоматическими и пилотируемыми космическими станциями и кораблями. В программе рассматривается первая часть исследований на базе автоматических станций из расчета 12-17 полетов к Луне и с посадкой на ее поверхность и это оценивается в объеме затрат 53,0-75,0 млрд. долл.

Для решения задач второй части первого направления, т.е. научно-исследовательские пилотируемые полеты предполагается использовать 27 пусков к Луне из которых для ЛКИ выделяется 11 полетов, 10 пилотируемых полетов к Луне и с посадкой на Луне, а также планируется 6 запасных полетов. Вторая часть программы по первому назначению потребует затраты в объеме 135,0-155,0 млрд. долл.

Углубленное изучение Луны потребует системного подхода планирования, программирования и решения задачи освоения с учетом комплексной увязки научных, технических, финансовых и экономических возможностей одной страны или совместно нескольких стран.

ОЦЕНКА ВКЛАДА РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ В ГЛОБАЛЬНОЕ ЗАГРЯЗНЕНИЕ ЗЕМНОЙ БИОСФЕРЫ

В.Ю. Ключников

ФГУП ЦНИИмаш

wklj59@yandex.ru

За годы космической эры, начиная с 1957 года, в мире было произведено более 4 000 запусков автоматических космических аппаратов, пилотируемых космических кораблей и орбитальных станций.

Космические запуски оказывают экстремальное высокоэнергетическое воздействие на все геосферы. И в связи с этим возникает вопрос о вкладе ракетно-космической деятельности (РКД) в глобальное воздействие на экосистему Земли, - биосферу. В качестве индикатора такого вклада были использованы массы выбросов токсичных веществ, характерных как для РКД, так и для различных промышленных предприятий, а также - природных процессов.

Из токсичных веществ непосредственно при пуске и полете ракеты-носителя в атмосферу выбрасываются оксид углерода CO и окислы азота NO_x. При пусках ракет-носителей с твердотопливными ускорителями дополнительно в атмосферу попадают хлор и его соединения, прежде всего - хлороводород HCl, а также - аэрозоли Al₂O₃. Возможно, следует учитывать также выбросы парниковых газов, к которым относится диоксид углерода CO₂. CO практически полностью догорает в нижних слоях атмосферы (до высоты H порядка 20 км), при догорании продуктов сгорания твердотопливных ракет значительная часть HCl диссоциирует с образованием свободного хлора.

Вклад РКД в общее глобальное загрязнение окружающей среды можно оценить как 10^{-6} - 10^{-1} % от загрязнения среды в результате техногенной деятельности человека и природных процессов. Наибольший вклад в общее загрязнение вносят пуски твердотопливных ракет, в результате которых в атмосферу выделяются такие. Причем продукты сгорания, как хлор, хлороводород и оксид алюминия. Как известно, пуски ракет-носителей с РДТТ осуществляются в основном США.

Необходимо отметить, что по ряду загрязняющих веществ антропогенные выбросы уже начали превышать естественные, в том числе по двуокиси серы, тяжелым металлам, радионуклидам и т.д.. Ежегодно в лабораториях промышленно развитых стран синтезируются и попадают в окружающую среду сотни ксенобиотиков со слабо изученными токсикологическими свойствами. На этом фоне вклад ракетно-космической деятельности в общее ухудшение экологической ситуации на планете исчезающе мал и вряд ли станет заметен в обозримом будущем.

КОГНИТИВНЫЙ АНАЛИЗ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РЕШЕНИЙ ПРИ СОЗДАНИИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Е.И. Канаева

ФГУП ЦНИИмаш

KEI@tsniimash.ru

Задача поддержки принятия проектно-конструкторских решений на ранних стадиях проектирования изделий РКТ относится к классу слабоструктурированных задач, так как:

- проектно-конструкторское решение существует только в форме мыслеобразов в умах группы проектировщиков, какие-либо другие реализации практически отсутствуют;

- у каждого конструктора образ проектно-конструкторского решения существенно свой даже при общем концептуальном единстве, определяемом ведущим (главным) конструктором, (каждый конструктор имеет свою персональную когнитивную карту)

- текущее состояние мысленной модели проектно-конструкторского решения постоянно меняется в процессе познавательной деятельности

- существует неопределенность реализации проектно-конструкторского решения из-за неопределенности структуры и характеристик создаваемого изделия;

- невозможно дать точную количественную оценку эффективности принятия того или иного проектно-конструкторского решения

В данном случае целесообразно использование когнитивной поддержки принятия решений.

В основе когнитивной поддержки принятия решений лежит понятие когнитивной карты. Под когнитивной картой понимают элементарные семантические категории (признаки, факты, события и т.д.), связанные причинно-следственными отношениями.

Применение интеллектуальной системы поддержки принятия решений повышает оперативность принятия решений, повышает их качество за счет математического обоснования выбора альтернатив и использования формализованных экспертных знаний, а также позволяет значительно снизить риск принятия ошибочных решений вследствие снижения влияния человеческого фактора на результат.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ВКЛЮЧЕНИЯ В СОСТАВ ПРОЕКТА «ВЕНЕРА-Д» ДОЛГОЖИВУЩЕЙ ВЕНЕРИАНСКОЙ СТАНЦИИ.

**К.М. Пичхадзе, В.А. Воронцов, В.А. Тихонов, С.В. Иванов, А.Л. Родин,
С.Н. Устинов, Б.В. Любезный
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»
vorontsov@lasp.space.ru**

В Федеральной космической программе России на 2006-2015 годы (ФКП-2015), сформированной в 2006 г., изначально присутствовал проект исследования Венеры (ОКР «Венера-Д») – создание космического комплекса для детального исследования атмосферы и поверхности Венеры, включающего орбитальный и спускаемый на поверхность Венеры аппараты с длительным сроком активного существования. Предполагалось изначально реализовать проект в 2016 году, а в настоящее время рассматривается 2025 год. Последний вариант концепции проекта «Венера-Д» (2013 г.) включал в состав КА орбитальный аппарат (24-часовая полярная орбита, время работы более 2 лет), субспутник (на орбите с периодом 48, 24 или 12 часов), посадочный аппарат типа «ВЕГА» (срок активного существования – 3 часа), долгоживущую станцию (не менее 24 часов на поверхности). Обоснованием для разработки долгоживущей станции может служить запланированная научная программа проекта.

Все посадочные аппараты на Венеру имели пассивную систему обеспечения теплового режима (СОТР). В основе этой системы лежит эффективная изоляция и теплопоглотитель.

Для снижения тепловых потоков от атмосферы Венеры гермокорпус СА был выполнен в виде сосуда Дьюара, обеспечивающего минимальные тепловые связи между внутренней и наружной оболочкой. Кроме того, на орбите Венеры проводилось захлаживание внутри гермоконтейнера. Такой аппарат имел ограниченный срок работы.

В настоящее время в рамках составной части НИР «Венера-НПОЛ» по техническому заданию ЦНИИмаш предлагается рассмотреть возможность и целесообразность одновременной работы посадочного аппарата типа «ВЕГА» и долгоживущей станции со сроком активного существования не менее 24 часов, а также исследование возможности увеличения срока активного существования долгоживущей станции до 100 часов.

**ПЕРВАЯ ВСЕСОЮЗНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ ПО ИЗУЧЕНИЮ СТРАТОСФЕРЫ:
ПРОБЛЕМЫ И ПРОГНОЗЫ
(К 80-ю ПЕРВОЙ ВСЕСОЮЗНОЙ КОНФЕРЕНЦИИ
ПО ИЗУЧЕНИЮ СТРАТОСФЕРЫ)**

Т.В. Горюн (г. Калуга)

В.И. Флоров

*Королевский колледж космического машиностроения и технологии Фи-
нансово-технологической академии*

vi-florov@mail.ru

В 30 годы XX столетия теоретические и практические работы по завоеванию стратосферы привлекли к себе пристальное внимание ученых многих стран мира. Один за другим уходили в стратосферу аппараты на высоты, где жизнь человека невозможна без специальных приспособлений и приборов. Многие полеты заканчивались трагически, но человечество, невзирая на жертвы и аварии, с постоянным упорством продолжало летать в стратосферу. Научные интересы многих наук сосредоточились в стратосфере.

К.Э. Циолковский, заинтересованный в скорейшем проникновении человечества в космическое пространство, видел в изучении стратосферы необходимый этап в проникновении человечества в космос. В 30 годы 20 столетия он был увлечен программой освоения стратосферы.

В СССР эта новая область воздушных исследований имела большое народнохозяйственное значение. Обладая огромным географическим протяжением, страна должна была изыскать более совершенные пути сообщений, в том числе и воздушные. На основе прогрессирующих успехов современной техники в СССР сумели добиться рекордных взлетов отечественных стратостатов на высоту 19 км и 22 км.

В 1933 году инициативная группа, возглавляемая академиками - С.И. Вавиловым, И.В. Гребенчиковым, Г.А. Надсоном, Н.Н. Павловским, Д.С. Рождественским обратилась в Президиум АН СССР с докладной запиской о созыве весной 1934 года Всесоюзной конференции по изучению стратосферы. 15 декабря 1933 года Президиум Академии и Президент Академии СССР А.С.Карпинский поддержали это предложение. Был создан Оргкомитет конференции, в который вошли выдающиеся ученые Советского Союза, представляющие научные организации различных научных направлений. Председателем Оргкомитета был избран академик С. И Вавилов. Для Вавилова изучение стратосферы было делом новым и все же он смог быстро и блестяще осуществить задуманную конференцию. С.П. Королев вспоминал Вавилова, как пример великого и обаятельного человека. Приглашение на участие в работе конференции получил 21 марта 1934 года и К.Э. Циолковский. К открытию конференции была создана выставка. Пресса нашей страны внима-

тельно следила за работой Конференции и публиковала отчеты о результатах работы.

Это была первая в мире Конференция по изучению стратосферы, которая поставила на практическую основу вопросы освоения верхних слоев атмосферы и позволила обозначить проблемы, которые могли быть решены в ближайшие годы и наметить перспективу в дальнейшем освоении стратосферы, необходимой ступеньки проникновения человека в космос. До полета первого искусственного спутника Земли оставалось немного более 20 лет.

**ПРОБЛЕМЫ РАЗВИТИЯ КОСМОНАВТИКИ ВНУТРИ ТЕКУЩЕГО ПЯТОГО
ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО
УКЛАДА РАЗВИТИЯ РФ.**

В.Д. Кусков, Е.Л. Новикова

Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского

kvd-nel@mail.ru

В современной экономической теории принято понимание технологических циклов (укладов) развития, называемых «циклами Кондратьева». Сформулировано 5 технологических циклов (укладов), протекающих примерно по 50 лет. Настоящее время соответствует 5-й волне технологического цикла (~1985-2035 гг.). Пятая волна опирается на достижения в области микроэлектроники, информатики, биотехнологии, новых видов энергии, материалов. На их базе реализуются крупные глобальные системные проекты: освоения космического пространства, спутниковых систем связи, сопряжения космических и наземных технологий. Ядром уклада (одним из) выступает космическая техника, с помощью которой решаются задачи освоения космического пространства. Космические технологии, микроэлектроника позволяют создавать большие комплексные проекты пилотируемой космонавтики, исследования Луны, Марса и планет Солнечной системы. Возможности технологий и промышленности позволяют выдвигать множество проектов перспективных направлений. Но реализация любого космического проекта занимает 8-10 лет, не менее. При этом одновременное создание различных проектов требует практического задействования всей отрасли и согласованного завершения и последующего открытия новых проектов.

Сложность задач освоения космического пространства и выбор их последовательности порождает проблему выбора направлений развития космонавтики, возникшую внутри текущего (пятого) технологического цикла развития. Сложность выбора состоит в ответственности выбора стратегической цели будущего и соответственной перестройки ориентации промышленности. Характерным показателем настоящего времени можно отметить системный кризис завершения предыдущего цикла (или части цикла), заклю-

чающийся в следующем — продолжать уже существующие программы по пути улучшения показателей или выходить на путь новых стратегических государственных задач. Новые государственные стратегические задачи состоят в решении вопросов выбора принципиально новых носителей многоразового действия, перехода на эксплуатируемую космонавтику, интеграцию наземных и космических технологий и переход в приземном космосе на многофункциональную интегрированную наземно-космическую систему.

Этот перечень проблем затянувшегося системного кризиса порожден принятой государственной концепцией рыночного развития космонавтики. Отрасль, предоставленная сама себе, опустила до поиска мелких задач и обслуживания зарубежных программ. «Изнутри» отрасль не может подняться на уровень понимания стратегии государства.

Перечисленные элементы системного кризиса космонавтики — это направление стратегической президентской программы, реализацией которой должен заниматься Роскосмос.

ОПЫТ ПРОВЕДЕНИЯ РАКЕТНЫХ ГЕОФИЗИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Д.А. Князев, О.В. Мезенова, А.А. Позин

ФГБУ «НПО «Тайфун»

pozin@typhoon.obninsk.ru

Интенсивное развитие ракетно-космической техники в двадцатом веке доказало, что ее практические возможности безграничны. Многолетняя история развития ракетных исследований подтверждает это.

Сейчас активной космической деятельностью в той или иной степени занимаются все ведущие страны мира. Почти все развитые государства мира успешно используют ракетно-космические технологии в различных областях научных исследований. Они могут быть классифицированы по следующим тематическим направлениям:

- геофизические исследования;
- исследования состава атмосферы, магнитосферы;
- изучение ионосферного электричества;
- изучение полярных сияний;
- образование искусственных светящихся облаков;
- исследования антропогенного газопылевого (космозольного) загрязнения верхней атмосферы и околоземного пространства;
- исследования высокоскоростных потоков воздуха на границе космоса и земной атмосферы;
- прогнозирование метеоусловий;
- астрофизические и астрономические исследования;

- исследования в области физики невесомости;
- исследования и отработка технологий, использующих уникальные условия космоса.

К настоящему времени в мировой практике широко используются исследовательские метеорологические ракеты (ИМР) при проведении различного рода научных и прикладных исследований по вышеприведенным направлениям.

В работе проводится обзор многолетних отечественных и зарубежных ракетных геофизических исследований. Показаны направления и результаты совершенствования основных технических средств ИМР, а также освещена эволюция научных подходов к изучению верхних слоев атмосферы при помощи ракет – переход от единичных исследовательских пусков к комплексным экспериментам с привлечением космических аппаратов и наземных средств геофизических измерений.

О НЕКОТОРЫХ МЕТОДАХ УПРАВЛЕНИЯ СОЗДАНИЕМ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ

И.В. Апполонов (ВНИИС, Росстандарт)

В.Д. Оноприенко (ФГУП «Организация «Агат»)

agat100K@roscosmos.ru

Г.С. Сапрунов (ФГУП ЦНИИмаш)

К.В. Семенов (НПО ИТ)

В докладе обсуждаются различные методы управления разрабатываемых, осваиваемых в производстве и производимых промышленностью, сложных систем и средств технологического оснащения (СТО) их производств. Отмечается наличие большого числа различных методов и моделей, разработанных во второй половине XX в. в рамках тем программного планирования («Основа», «Марс», «Орион» и др.) а также в рамках других проблемно ориентированных НИР и ОКР, в базовых отраслях промышленности в СССР и России и в первую очередь в ведущих предприятиях (НИИ, КБ, НПО, крупных заводах) военно-промышленного комплекса (ВПК) страны. При этом значительную долю разработок по данной проблематике следует отнести на ракетно-космическую и авиационную отрасль.

Акцентируется внимание на нескольких наиболее перспективных и вполне разработанных методах и моделях управления различными сложными системами (технологическими, техническими, производственными, организационно-экономическими и др.) на типовых стадиях жизненного цикла. Перспективность методов оценивалась по таким важным критериям как: достаточно адекватном представлении на содержательном уровне, возможности формализации этих представлений и автоматизацией всех основополагающих функциональных задач, а также реальной возможностью внедре-

ния в практику управления конкретными объектами и системами в некоторые оптимальные сроки.

В докладе обсуждаются методы: жесткого детерминированного управления, вложения задач и моделей с модификацией, конфигурационного управления, на основе теории катастроф и хаоса, функционального управления. На реферативном уровне излагается сущность каждого из перечисленных методов, основное внимание уделяется функциональному методу как наиболее перспективному.

Этот метод является обобщением и дальнейшим развитием методов управления и созданием различных сложных объектов, базирующихся на системах типа «Берт» (зарубежная система) и системы типа СПУ (отечественные системы), а также развиваемых в различные годы KALS/ИПИ-технологиях.

КОМПЛЕКСНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ МОДИФИКАЦИИ РН С РДТТ ПРИ НАЛИЧИИ ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ ОГРАНИЧЕНИЙ

О.В. Ковалевская

Московский авиационный институт

hvoctik@inbox.ru

Программа развития средств доставки полезной нагрузки 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. Создание модификаций РН во многих случаях оказывается экономически более целесообразным, позволяет экономить материальные ресурсы, эффективно использовать опыт, накопленную техническую и технологическую базу при производстве и эксплуатации техники.

В докладе приведены прогнозные исследования характеристик перспективных модификаций РН с РДТТ при изменении нагрузки – массы полезного груза, доставляемого на заданную орбиту.

Рассматривались два варианта создания модификаций РН. В первом случае для доставки груза на орбиту использовалась апогейная ступень выведения. Во втором случае проводилась замена РБЗ и дополнительно использовалась апогейная ступень выведения. Анализ результатов расчетов показывает, что при расширении состава замены подсистем удастся улучшить тактико-технические характеристики модификации РН, увеличить массу полезного груза, доставляемую на заданную орбиту при ограничении на стартовую массу ЛА. В тоже время, расширение состава замены подсистем

приводит к увеличению объема работ при разработке и производстве модификаций РН, т.е. приводит к увеличению затрат на проект.

Разработанная методика позволяет получить необходимые количественные оценки и может быть использована при выборе направлений проектных работ в КБ.

**ВОЗМОЖНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ
ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ ДЛЯ ТРУДНОДОСТУПНЫХ РАЙОНОВ
ПРИМЕНИТЕЛЬНО К РАКЕТНОМУ ЭКСПЕРИМЕНТУ**

Д.А. Кошелев

Институт экспериментальной метеорологии, ФГБУ «НПО «Тайфун»

dak@rpatyphoon.ru

В настоящее время в области связи и телекоммуникаций наблюдается значительный прогресс технологий. Интернет провайдеры и операторы мобильной связи осваивают и внедряют сети 4-го поколения (4G) такие как Wi-Max и LTE, обеспечивая решение большинства сегодняшних практических задач. Однако, это справедливо в основном для крупных мегаполисов и ближайших к ним городов. На периферии и в труднодоступных районах картина значительно отличается. Вопросы организации связи здесь по-прежнему актуальны.

В частности, проблема информационного обеспечения, сбора, обработки и передачи данных особенно остро стоит в районах осуществления ракетно-космической деятельности (РКД), которые по своей специфике располагаются вдали от городских инфраструктур и средств телекоммуникаций.

В работе рассматриваются возможные пути решения проблемы, проводится ее анализ, и предлагаются технические решения позволяющие оптимизировать объемы передаваемой информации. Предложена система, которая позволит сократить время сбора, обработки и отправки информации за счет использования предварительной идентификации объектов, использования устройства для ввода атрибутивных данных и синхронизации с базой данных в режиме реального времени. Наличие базы данных так же обусловлено необходимостью последующей постобработки и анализа данных.

**ОЧЕРЕДНЫЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ЗАДАЧИ МИРОВОЙ КОСМОНАВТИКИ
В XXI ВЕКЕ**

*Г. Мишуков, Я. Скрипка, А. Буфтяк, Л. Чернега, Ю. Задубровская
Научный руководитель: В.И. Флоров*

*Королевский колледж космического машиностроения
Королевский колледж космического машиностроения и технологии
Финансово-технологической академии*

vi-florov@mail.ru

Космонавтика – понятие современное и термин, который его обозначает, появился лишь в последние десятилетия. Его образуют два слова: космическая и навигация. Под космической навигацией мы понимаем полеты в заатмосферное, космическое пространство около Земли, Луны, планет Солнечной системы и других ее небесных тел и на небесные тела Солнечной системы. К межзвездным полетам в некотором будущем чаще применяют термин К.Э. Циолковского: Звездоплавание. Но это дело, очевидно, не сегодня. А главное, не сегодня, а вчера, мы так же, как сегодня по Солнечной системе, путешествовали по космическому телу «Земля», и осваивали его как наше навигационное космическое пространство. Более того, неизвестные, а порой и опасные для нас моря и земли мы наносили на наши карты и находили их потом в дальних походах по космическому естественному прибору «Звездное небо». Разве это не предтеча космонавтики? И тогда, когда мы называли себя аргонавтами, мы были уже космонавтами. Космонавтика была всегда и всегда будет. Просто мы проходим разные ее этапы и фазы. Сегодняшний наш этап – пространственное освоение Солнечной системы. Завтра, мы выходим в фазу материально – энергетического ее освоения.

С этой позиции есть смысл говорить об очередных и перспективных задачах космонавтики сегодня. Мы научились перемещаться (летать) в космосе, мы овладели техническими средствами выхода с поверхности Земли в космическое пространство, средствами возвращения на Землю, взлетом и посадкой на другие небесные тела, стыковкой космических аппаратов, перекладкой грузов между аппаратами и многими элементами, составляющими нашу активность в космосе. И это все очередные задачи нашего текущего этапа. Мы и дальше пойдем по этому пути, он нами не завершен. Но мы хорошо осознаем, что наша космонавтика слишком дорого нам стоит. А наши задачи, уже сегодня формирующиеся в ней, увеличиваются по объему. Их формирует наша Земля как общий наш дом. Земля - планета не спокойная. Мы не с перепугу опасаемся ее сползания в кризисное состояние. Взять, хотя бы, цунами 2002 года, унесшего 220 тысяч жизней за полтора часа. Но это еще не кризис. Это цветочки. На горизонтах будущего слышен гром парникового кризиса. Еще более грозным выглядит оформление этих экологических угроз в их социальные последствия. Человечество будет вынуждено обратить

внимание на экологию Земли и социальную экологию планеты. В этой необходимости созревают перспективные задачи космонавтики. В ходе создания больших экологических систем Земли будет необходимо создавать большие космические их сектора, размеры которых выходят за пределы транспортных возможностей их выведения в космическое пространства. Экология, экономика и социология входят в противоречие с такими масштабами применения на Земле известной или перспективной ракетно-космической техники.

Но есть ли альтернатива созданию космических секторов экологических систем на Земле? Конечно, есть! Это их производство на Луне и астероидах. Промышленность для такого производства нужно создать на базе материально-энергетического богатства (тезауруса) Луны, покрытой реголитом, содержащим большое количество руд, для конструкционных материалов (алюминий, кремний, титан, магний и другие). Большие космические конструкции должны создаваться не на Земле, а на Луне и астероидах. Но такая промышленность должна быть на Луне создана как саморазвивающийся эмбрион и развита там на порядки в достаточно мощный и постоянно развивающийся автомат. В этом автоматизме его способность решить перспективные задачи космонавтики. И первым шагом в их ряду будет задача создания транспортной системы Земля – Луна для вывоза промышленного «лунного эмбриона». Она многоразовая система и на порядки меньше, чем вывозимый на Луну с Земли промышленный эмбрион. Более того, эта система должна создаваться на базе топлива, производимого на Луне. Это освобождает Землю от транспортировки топлива по всей трассе Земля – Луна для транспортировки промышленного эмбриона. Здесь сомножителем эффективности опять входят порядки. Перемножая порядки от саморазвития промышленного эмбриона, от многоразовости транспортной системы и от «лунного топлива», мы получаем целевую эффективность перспективных задач мировой космонавтики по сравнению с ее очередными задачами.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПРОРЫВНЫХ НАПРАВЛЕНИЙ В ТЕХНИКЕ И ТЕХНОЛОГИИ МЕЖЗВЁЗДНОГО ПОЛЁТА

А.И. Казыкин

(г. Калуга)

kazykin.kaluqa@yandex.ru

Современный этап проникновения человечества в космос с помощью термохимических ракетных двигателей можно охарактеризовать как «борьбу с гравитацией». Увеличение масштабов проникновения в космос в будущем потребует создания качественно новых транспортных космических систем с беспрецедентно высокими техническими характеристиками. Для них приоритетной задачей будет уже «борьба с пространством и временем». И

как ни парадоксально, именно гравитация в перспективе может стать тем мощным средством «борьбы с пространством и временем», которое обеспечит человечеству прорыв в дальний космос. Активное задействование гравитации в движителях космических кораблей будет означать качественный скачок в их развитии и переход к принципиально новым технологиям передвижения в пространстве, открывающим новую эру освоения космоса – эру межзвёздных полётов.

Свойства гравитационного привода изучались автором при теоретическом моделировании мобильных динамических систем с компактным концентратом массы и полевой структурной связью. Результатом этого исследования стала концепция космического корабля «Гравитационный тандем» (ГТ). В качестве компактного концентрата массы рассматривались маломассивные чёрные дыры с массами порядка $10^{16} - 10^{20}$ кг. На основе качественного анализа и расчётного моделирования было показано, что величина экстремальных ускорений пилотируемых систем типа ГТ ограничена только приливными силами и может достигать $10^4 - 10^5$ м/с² без возникновения запредельных перегрузок в космическом корабле. Фундаментальные свойства гравитации потенциально наделяют ГТ комплексом уникальных качеств:

- безынерционным принципом движения;
- инвариантностью темпа времени в земной и корабельной системах отсчёта;
- неракетным физическим механизмом ускорения.

Объединение этих трёх составляющих в единую технологию движения приводит к кардинальному сокращению продолжительности пространственных перелётов и, как следствие, – к неограниченному расширению сферы потенциального проникновения человечества во Вселенную. При собственном ускорении 10^5 м/с² расстояние до ближайшей звезды Проксимы Центавра (4,3 св. года) ГТ способен преодолеть за 9,5 часов; расстояние до Туманности Андромеды (2,2 млн. св. лет) – за 20,5 часов; Метагалактику (13,7 млрд. св. лет) пересечь за 28 часов.

Многолетний опыт изучения проблемы межзвёздных перелётов привёл автора к убеждению, что подготовка и осуществление пилотируемой межзвёздной экспедиции - это длительный многоэтапный процесс. Вне зависимости от физических принципов, заложенных в конструкцию межзвёздного космического корабля, его созданию будет предшествовать широкомасштабное индустриальное освоение Солнечной системы. Как для постройки «тихоходного» звездолёта на термоядерной тяге, развивающего скорость порядка 10% - 20% от скорости света, так и для создания «сверхскоростного» космического корабля типа ГТ, необходимы следующие базовые предпосылки:

- организация космического производства;
- разработка внеземных сырьевых и энергетических ресурсов;
- формирование развитой транспортно-космической, инженерно-космической и социально-космической инфраструктуры, охватывающей околоземное пространство, Луну, пояс астероидов и планеты-гиганты.

Перспективный и высокотехнологичный проект ГТ предполагает использование в его двигательной системе физических процессов с самым высоким уровнем выделения энергии – квантового испарения маломассивных чёрных дыр. Для производства искусственных чёрных дыр с необходимым спектром масс потребуются ускорительно-накопительные комплексы нового поколения, по своим характеристикам на много порядков превосходящие Большой адронный коллайдер. Квантовый распад чёрных дыр приводит к образованию интенсивной радиации, в том числе жёсткого гамма-излучения, что предопределяет размещение подобных комплексов на безопасном расстоянии от Земли, а также создание надёжной защиты при использовании этих технологий.

В 2011 году оборонное научное агентство DARPA совместно с NASA запустили долгосрочную программу 100 Year Starship (100YSS), что буквально означает «100-летний Звездолёт». Эта беспрецедентная по своей грандиозности, сложности и дерзости инициатива предусматривает создание технологий пилотируемого межзвёздного полёта к 2111 году. Полёт в другую звёздную систему – это событие, которое поставит человечество на новую ступень развития. По замыслу инициаторов, проект 100YSS принесёт не только гигантский культурный и научный результат, но и огромную экономическую выгоду, как для США, так и для человечества в целом – благодаря привлечению талантливых людей со всего мира заманчивой и эпохальной идеей достижения далёких звёзд. В 2012 году DARPA передало программу 100YSS команде, которую возглавляет д-р Мэй Джемисон – первая афроамериканская женщина астронавт. На симпозиуме 100YSS Public Symposium 2014, проводившемся в Хьюстоне под девизом «Путь к Звёздам, следы на Земле», подчёркивалась необходимость, как последовательных шагов, так и радикальных скачков для достижения прогресса на пути в межзвёздное пространство.

МЕДИЦИНСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОСАДКИ НА ПАЛУБУ

Н.А. Кудряшова

ЛИИ, г. Жуковский Московской обл.

Посадка на палубу авианесущего крейсера - это самый сложный вид летной деятельности, для которой характерно:

- высокое психоэмоциональное напряжение

- воздействие на летчика сочетанных перегрузок

Авианесущий крейсер оборудован взлетным трамплином и посадочным авиафинишором.

Взлет с трамплина современных истребителей МиГ-29К и МиГ-29КУБ осуществляется за счет высокой тяговооруженности самолетов.

Заход на посадку осуществляется при помощи оптической системы «Луна-3».

Торможение и остановка самолета на палубе происходит при помощи специальной тормозной системы. Если зацепление гаком не произошло, самолет уходит на второй круг и на повторный заход на посадку.

Наиболее сложными считаются посадки в ночное время в условиях качки авианосца.

Во время выполнения посадки на летчика действует ударная перегрузка и перегрузка торможения.

Воздействие пилотажных перегрузок в сочетании с высоким психоэмоциональным напряжением и высокой степенью ответственности может привести к ошибочным действиям летчика.

Главной задачей медицинской службы является обеспечение психофизиологической готовности летчика к полету и поддержание высокого уровня летной работоспособности.

ВНУТРИКЛЕТОЧНЫЕ КОЛОНИАЛЬНЫЕ НАНОБАКТЕРИИ, КАК ПРИМЕР ВЫСОКО АДАПТИРОВАННОЙ ФОРМЫ СУЩЕСТВОВАНИЯ ЖИВЫХ СИСТЕМ

Г.В. Девицина, Т.В. Головкина

Биологический факультет МГУ им. М.В. Ломоносова, г. Москва

gdevicyna@mail.ru

Бактериальные наноформы широко распространены в природе, обитая на самых разных субстратах и в условиях, являющихся критическими по физическими и химическими характеристикам для сохранения жизни белковых тел (Вайнштейн, Кудряшова, 2000). Вместе с тем, бактериальные наноформы, размеры которых меньше 1 мкм, остаются весьма малоисследованными. Цитологический и таксономический анализ позволил предполагать, что в ряде случаев природные нанобактерии формируются из бактериальных клеток под влиянием неблагоприятных условий и стрессовых факторов, что можно рассматривать как адаптивную изменчивость. Изучение физиологических особенностей таких живых систем и особенностей формирования их взаимодействия с внешней средой является одной из важнейших задач биологии будущего.

В настоящей работе, выполненной с применением электронной микроскопии, впервые обнаружено существование в коже рыб внутриклеточных

колоний нанобактерий и описана динамика их развития. Показано, что колонии нанобактерий образуют внутри живой клетки сложную систему фракталов. В каждом фрактале цепочки нанобактерий, связанные друг с другом и строго ориентированные, формируют структуру, подобную кристаллической решётке. Зрелая колония нанобактерий состоит из оформленных фракталов, расположенных по принципу правозакрученной спирали. Они заполняют всю полость живой клетки, поддерживая её размеры и форму. Таким образом, выстраивается сложная и строго организованная бактериальная колония, очевидно, обладающая и системой информационных каналов. Информационное взаимодействие возможно между бактериями в цепочках, между фракталами внутри клетки, между колониями разных клеток и каждой колонии с внешней средой. Часть цепочек этой колонии прорывает апикальную мембрану эпидермальных клеток и выходит на поверхность эпидермиса в виде устойчивых наружных волокнистых пучков пирамидальной формы. Наружные пучки ориентированы перпендикулярно к поверхностной мембране эпидермальной клетки. Нити или цепочки каждого наружного пучка несут и выбрасывают на поверхность эпидермиса множество электронноплотных шаровидных гранул. Каждая гранула представляет собой одну бактерию диаметром 20-30 нм. Эти бактерии могут сохраняться в такой форме в любых неблагоприятных условиях сотни тысяч лет. Попав в условия, благоприятные они активизируются, проникают внутрь живой клетки и, размножаясь, начинают строить новую колонию.

**ДИНАМИКА ПЯТИМЕРНОГО ТОРА ГИПЕРВСЕЛЕННОЙ
В ТРЁХМЕРНОМ ВРЕМЕНИ**

Р.В. Хачатуров

Вычислительный Центр им. А.А. Дородницына РАН

rv_khach@yahoo.ie

В соответствии с разработанной теорией Гипервселенной [1-5] наблюдаемый процесс ускоренного расширения Вселенной происходит по описанному циклическому закону, что делает не нужным введение таких искусственных понятий, как «тёмная энергия» и «тёмная материя». Обосновано предположение, что наша Вселенная представляет собой расширяющуюся (в настоящий момент с ускорением) трёхмерную гиперповерхность четырёхмерного шара (гиперсферу) радиусом около 10 миллиардов световых лет и объёмом около 20000 миллиардов световых лет кубических, а Гипервселенная — вращающийся пятимерный тор (рис.1). Получены периодические законы изменения скорости, ускорения и радиуса Вселенной при её движении по поверхности пятимерного тора Гипервселенной, объяснены причины ис-

кривления пространства в областях концентрации материи и, как следствие, возникновения гравитации.

Дано строгое математическое определение пятимерного тора Гипервселенной. Обосновано предположение о трёхмерности времени. Существуют две, на первый взгляд противоречащие друг другу, философско-религиозные концепции, о которых необходимо сказать, прежде чем перейти к вопросу о размерности времени.

1) Согласно первой, человеку предоставлена полная свобода воли в принятии любых решений. Все основные религии придерживаются именно этой точки зрения.

2) Согласно второй, абсолютно всё предопределено, никакой свободы воли нет и быть не может (фатализм).

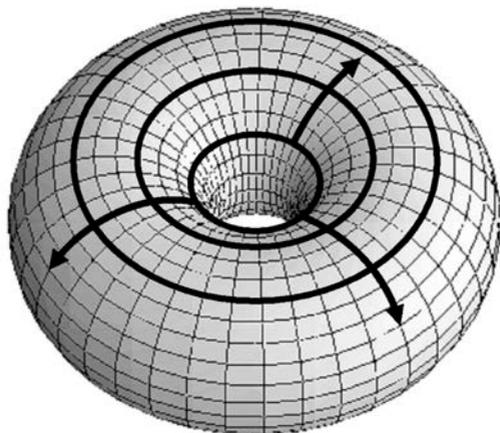


Рис. 1. Трёхмерная схема пятимерного тора Гипервселенной

Основным аргументом фаталистов является то, что если бы у каждого человека была свобода воли, то в каждый момент времени вся Вселенная (с сотнями миллиардов Галактик и звёзд в каждой из них) должна была бы разветвляться на огромное число различных независимых ветвей развития (ветвей времени), так как та Вселенная, где реализовалась свобода воли одного человека, была бы несовместима с той Вселенной, где реализовалась свобода воли другого. Такие огромные растраты материи и энергии неоправданно велики, из чего и делается вывод, что никакой свободы воли ни у людей, ни у животных нет, нам только кажется (в силу слабости нашего мозга), что мы сами принимаем решения, а на самом деле миллиарды лет назад все было предопределено до малейшей детали.

Аргументы фатализма весьма весомы и логичны. Однако, отсутствие свободы воли и полная предопределённость лишает смысла и нашу жизнь, и существование всей Вселенной. Возможно, ли примирить эти две концепции? Представим себе дерево ветвей времени, которое должно получаться при реализации свободы воли каждого человека. Очевидно, что если расположить его на плоскости, то все его ветви спокойно на ней разместятся.

Поэтому, если время не одномерно (как мы предполагаем априори в силу того, что мы сами одномерны по времени), а хотя бы двумерно, то противоречие исчезает: вся «карта времени» была изначально создана и полностью определена (как и утверждает фатализм), но по какому пути по ней идти каждый человек имеет возможность решать самостоятельно, реализуя в каждый момент времени свою полную свободу воли.

Очевидно, что на плоскости может разместиться не только счетное множество ветвей, но и множество мощности континуум различных траекторий.

Однако, есть основания предполагать, что время более чем двумерно. Например, для того, чтобы разные выбранные пути в пространстве времени могли проходить друг над другом, не пересекаясь, необходима, по крайней мере, трёхмерность времени. Это означает в частности, что перемещаться во времени можно не только вперёд и назад (в будущее и прошлое), но и вправо-влево, и вверх-вниз. Подобная трёхмерная структура ветвей времени проиллюстрирована на рис.2 на примере фрагмента кровеносной системы человека.

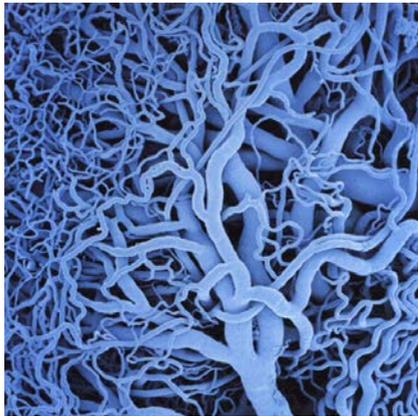


Рис. 2. Трёхмерная карта Времени на примере фрагмента кровеносной системы человека

Более толстые ветви на этой карте можно интерпретировать как наиболее вероятные пути развития событий, основные магистрали времени, а более тонкие — менее вероятные, просёлочные дороги, переулки, «обходные» пути.

Кроме того, есть основания предполагать, что трёхмерное время (подобно трёхмерному пространству нашей Вселенной) замкнуто само на себя и представляет собой трёхмерную гиперповерхность четырёхмерного шара времени. Радиус кривизны этого шара в таком случае может быть равен нескольким периодам собственного вращения пятимерного тора Гипервселенной, т.е. иметь величину порядка триллиона лет.

КОНЦЕПЦИИ ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ МАЛОГО СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

Торрес Санчес Карлос Х.

Московский авиационный институт

cgerarts@yahoo.com.mx

В.А. Воронцов

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

vorontsov@laspance.ru

Одним из наиболее перспективных направлений развития космической техники является создание малых космических аппаратов, в состав которых входят малые спускаемые аппараты. Задача разработки малых спускаемых аппаратов уже была исследована в 1970 году в программе для исследования Луны. В составе программы «Луна-16» был разработан малый возвращаемый аппарат сферической формы, масса которого составляла 36 кг, а диаметр 50 см. Главным результатом полета "Луны-16" стала первая в мире доставка автоматическим аппаратом на Землю образцов лунного грунта. В состав дальнейших программ для исследования Венеры и Марса тоже были включены малые спускаемые аппараты, например, в программах «Пионер-Венера 2», «Марс-96» и др. Аппарат Stardust запущен в космос в 1999 году. Изначально предполагалось, что он соберёт частицы пыли из хвоста кометы Вильда 2 и доставит образцы на Землю в специальной капсуле. Масса возвращаемой капсулы 46кг; диаметр 0,81м. В настоящее время рассматривается несколько вариантов использования опыта разработки малой марсианской автономной станции в проекте «EXO-MARS». В 2006 г. блестяще осуществлен проект «CASSINI» с доставкой в атмосферу Титана ДА «HUYGENS». В 2010 космический аппарат Хаябуса Японского агентства, предназначенный для изучения астероида Итокава, успешно доставил образцы его грунта на Землю. Масса возвращаемого аппарата 16,8 кг; диаметр 0,59 м.

Общий проектно-методологический подход к проектированию малых космических спускаемых аппаратов требует распределения их по классам, откуда можно выделить главные ведущие схемообразующие признаки, определяющие основные проектные параметры СА. В данном случае подобный методологический подход можно использовать применительно к баллистическому (неуправляемому) СА.

Целью предлагаемой работы является разработка методических подходов к формированию схемно-технических решений малых автоматических космических спускаемых аппаратов (МАКСА) и его системы ввода в действие для доставки полезной нагрузки на поверхность Земли.

Рассмотрены некоторые известные проекты спускаемых аппаратов (СА) малого класса, выполненные как в России, так и за рубежом. Проведен сравнительный анализ основных проектных характеристик СА. Приведены основные требования к СА. Представлены схемы решений некоторых вариантов СА. Значительное место уделено анализу проблемы безопасной посадки СА, приведены соображения о целесообразности использования способов посадки. Отмечено, что комплексы средств посадки, основанные на использовании парашютной системы торможения и надувного тормозного устройства, позволят реализовать спуск в Земных условиях, где проблеме минимизации массовых характеристик придается особое значение.

МОДЕЛИ ОЦЕНКИ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ СОСТАВНЫХ ЧАСТЕЙ ДЕСАНТНОГО АППАРАТА ДЛЯ ДОСТАВКИ И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО ПЛАНЕТОХОДА

А.М. Крайнов, В.А. Воронцов
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

ztk-tol@mail.ru; vorontsov@laspace.ru

При формировании моделей оценки массогабаритных и энергетических характеристик, а также характеристик надежности составных частей в составе десантного аппарата для доставки и функционирования планетохода (ДА) на начальном уровне управления разработкой используется укрупненная структура, устанавливается связь массогабаритных и энергетических характеристик, а также характеристик надежности от обобщенных параметров подсистем ДА.

Рассматривается укрупненная структура десантного аппарата, который состоит из трех составных частей: планетохода, системы ввода его в действие и посадочного аппарата. Каждая составная часть ДА имеет собственные подсистемы, аналогичные по функциям. Это служебные системы, специальные системы и полезная нагрузка.

Формирование моделей оценки массогабаритных и энергетических характеристик, надежности составных частей ДА проводится на базе статистических данных по прототипам существующих и вновь создаваемых космических аппаратов для доставки и функционирования планетоходов.

Используя статистические данные, определены регрессионные модели оценки массы, энергопотребления и вероятности безотказной работы для основных систем составных частей ДА.

**ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО СОСТАВА
НАУЧНО-СЛУЖЕБНОГО КОМПЛЕКСА АТМОСФЕРНОГО ЗОНДА ДЛЯ
ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА БОРТОВОЙ НАУЧНОЙ
АППАРАТУРЫ АНАЛОГИЧНЫХ СРЕДСТВ ИССЛЕДОВАНИЯ ПЛАНЕТ**

А.В. Мареев, В.А. Воронцов
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

vorontsov@laspace.ru

Благодаря плотной атмосфере и постоянным ветрам Венеры, исследование данного космического тела, помимо исследования спускаемыми аппаратами непосредственно на поверхности планеты, может производиться атмосферными зондами аэростатами, дрейфующими в облачном слое.

Одним из вариантов доставить такой зонд в атмосферу Венеры является перспективный космический аппарат «Венера-Д». В состав данной миссии включены задачи проведения измерений химического состава атмосферы, определения минерального состава вещества поверхностного слоя, точных измерений температуры и давления.

Для успешного решения данных задач необходимо определить оптимальный состав научно-служебного комплекса как космического аппарата в целом, так и каждого его комплекса, в том числе и атмосферного аэростатно-зонда. Поэтому предлагается выбрать оптимальный состав научно-служебного комплекса атмосферного зонда для исследования Венеры на основе анализа бортовой научной аппаратуры аналогичных средств исследования планет, с учетом современных научных и технических решений, а также требований миниатюризации и минимизации его массы.

**АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОГО СОСТАВА СИСТЕМ АТМОСФЕРНОГО ЗОНДА
КА «ВЕНЕРА – Д»****С.Г. Орлушин****Московский авиационный институт****Б.В. Любезный, В.А. Воронцов****ФГУП «НПО им. Лавочкина»****Lubeznyi@laspace.ru; Vorontsov@laspace.ru**

При разработке перспективного космического аппарата для исследования Венеры рассматривается возможность включения в его состав атмосферного зонда. В качестве прототипа нового аппарата рассматривается космический аппарат «Вега – 1» и «Вега – 2», в состав которых входили аэростатные станции. Последние использовали для полета подъемный газ гелий.

Для обеспечения дрейфа в атмосфере Венеры предлагается использовать атмосферный зонд. Принцип действия его заключается в использовании внешних условий на планете, а именно наличие постоянного сильного ветра, а также изменение величины ветра по высоте. В составе атмосферного зонда могут быть использованы новые технические решения, а также решения, предложенные в проекте «Марсианский аэростат».

При этом должны быть решены новые научные задачи: обеспечение телевизионной съемки поверхности планеты, находясь ниже облачного слоя, обеспечение управления высотой дрейфа атмосферного зонда, (например система разматывания и сматывания троса, соединяющего две аэродинамические поверхности для регулирования расстояния между ними).

В качестве основных целей анализа систем атмосферного зонда следует рассматривать обеспечение длительности функционирования и минимизации его массы.

**ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПРОБЛЕМ НА ЭТАПЕ СОЗДАНИЯ И СПОСОБЫ
ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ ВЕНЕРИАНСКОГО ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО
АТМОСФЕРНОГО ЗОНДА****С.А. Чалов, А.В. Родионов****Московский авиационный институт****chalovs@mail.ru, himky@bk.ru,****В.А. Воронцов****ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»****vorontsov@laspace.ru**

Исследования атмосферы Венеры аэростатными зондами, входящими в космическую миссию «Вега 1-2» показали, что утечка рабочего газа гелия стала причиной довольно непродолжительного периода функционирования аэростатов (около двух суток).

В рамках доклада предлагается рассмотреть совершенно новый планирующий зонд «ветролёт», который использует в качестве рабочего тела, имеющиеся на планете естественные условия, за счёт которых как предполагается, появляется возможность увеличить период активного существования в атмосфере Венеры.

В докладе рассмотрены возможные проблемы, которые могут возникнуть на этапе ввода в действие «ветролёта», планируемые испытания, отработка и варианты обеспечения энергией комплекса научно-служебной аппаратуры входящей в состав зонда.

МЕТОД РАСЧЁТА ПАРАМЕТРОВ КОЛЕБАТЕЛЬНЫХ КОНТУРОВ ВЫСОКОЧАСТОТНЫХ ИМПЕДАНСНЫХ ЗОНДОВ

А.В. Комаров, М.С. Мезенов

ФГБУ «НПО «Тайфун»

mezenov_ms@mail.ru

Важность ракетных исследований сложно переоценить, так как они позволяют в полной мере использовать возможности высокоточных контактных методов исследования ионосферной плазмы. Использование контактных методов в совокупности с дистанционными (наземными и спутниковыми наблюдениями) обеспечивает достаточную точность и позволяет верифицировать полученные результаты. Одним из таких контактных методов является метод высокочастотного импедансного зонда, отличающийся относительной простотой практической реализации и возможностью обработки результатов с приемлемой методической погрешностью.

Важным методическим приемом при использовании импедансных зондов является правильный подбор параметров элементов колебательных контуров, подключаемых, непосредственно, к первичному измерительному преобразователю (например, штыревой антенне). Актуальность применения такого приема связана с необходимостью обеспечить заданный диапазон изменения частот при полном изменении импеданса антенны. В данном случае, рациональным является поиск и решение аналитических зависимостей между номиналами элементов контуров и выходными параметрами зонда. При этом настройка зонда не сводится к простому подбору номиналов элементов на основе эмпирических данных (методом черного ящика), что приводит к большому количеству циклов подбора, прежде чем будут найдены искомые параметры.

В условиях изменения параметров окружающей среды необходимо обеспечить высокую точность измерений ёмкости антенны. Для чего предложена методика калибровки импедансного зонда в условиях изменения параметров среды. При использовании высокочастотного импедансного зон-

да на борту исследовательской метеорологической ракеты определяющим параметром окружающей среды является температура.

В работе представлены методика настройки импедансных зондов, полученные аналитические зависимости между параметрами элементов колебательных контуров и выходными параметрами зонда. Предложен вариант методики калибровки импедансных зондов в условиях изменения параметров окружающей среды, в том числе и температуры, а также приведены результаты апробаций описанных методик применительно к разработанным в организации высокочастотным импедансным зондам.

СИНТЕЗ НАИЛУЧШЕГО ВАРИАНТА КОНСТРУКЦИИ ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ СИСТЕМ УГЛОВОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В.А. Поршнев, В.В. Сафронов, А.С. Жебраков

svv@kbep.ru

Цель работы – предложить методику и решить прикладную задачу выбора наилучшего по принятой совокупности критериев варианта пульсирующего детонационного двигателя (ПДД). Рассматриваемый двигатель предполагается использовать в качестве современной силовой установки в системах угловой стабилизации и ориентации космических аппаратов (КА).

В ходе исследований:

- с использованием метода морфологического ящика составлена морфологическая таблица, на основе которой сгенерировано множество возможных вариантов конструкции ПДД;

- предложена система критериев для оценки вариантов конструкции ПДД (удельная тяга, лобовая тяга, удельный расход, удельная масса, длина). Значения критериев определялись в ходе огневых испытаний;

- осуществлены словесная и математическая постановки задачи многокритериального ранжирования вариантов пульсирующих детонационных двигателей;

- подготовлена необходимая исходная информация по результатам испытаний;

- с использованием методов «жесткого» ранжирования, анализа иерархий, Борда, критерия построения истинных кортежей Парето решены прикладные задачи выбора наилучшего варианта ПДД для случаев:

- 1) атмосфера учитывается, пульсирующий детонационный двигатель находится внутри КА и не испытывает непосредственное влияние лобового сопротивления (например, спуск в атмосфере Венеры, Земли);

3) влияние атмосферы не учитывается, анализу подлежат лишь пульсирующие детонационные двигатели без эжектора (например, спуск на планету Марс, спутник Земли Луну).

Приведены наилучшие варианты конструкции пульсирующих детонационных двигателей для различных значений приоритетов критериев.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ МОДИФИКАЦИЙ ЛА С РДТТ ПО КРИТЕРИЮ МИНИМАЛЬНОЙ СТОИМОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОЕКТА

А.А. Сычев

Московский авиационный институт

Программа развития средств доставки полезной нагрузки 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. Создание модификаций РН во многих случаях оказывается экономически более целесообразным, 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. Постановка задачи создания модификаций ЛА обычно связана с необходимостью повышения эффективности техники, расширением области ее применения. В этом случае вносятся изменения в базовое проектное решение, изменяется структура объекта, проводится замена подсистем, что позволяет улучшить характеристики объекта в целом. Проектные задачи, решаемые в этом случае, носят свои особенности. Связаны они, в основном, с необходимостью проведения комплексного многокритериального анализа альтернативных решений, с необходимостью учета динамики функциональных и параметрических связей при оценке характеристик модификаций ЛА.

В докладе приводятся опытные данные реализации проектов создания модификаций ЛА с РДТТ.

Рассматриваются особенности оптимизации параметров модернизации ЛА с РДТТ по критерию минимальной стоимости проекта с учетом выполнения заданных ТТХ изделия. Затраты на реализацию проекта модификации ЛА с РДТТ зависят от состава замены подсистем, параметров модификации ЛА от объема работ по обеспечению надежности техники. Приводится постановка задачи комплексной оптимизации параметров модификации ЛА и программы отработки и обеспечения надежности.

Оптимизация по критерию минимальной стоимости позволяет определить оптимальные проектные параметры модификации ЛА с РДТТ, создаваемой в условиях рыночной экономики и жесткой экономии бюджетных средств.

Секция 10

Космонавтика и культура

КОСМОДРОМУ БАЙКОНУР – 60 ЛЕТ

Н.А. Борисюк, В.Е. Гудилин, В.А. Меньшиков, А.Г. Милованов

В докладе рассматриваются исторические предпосылки издания 5 научно-исследовательского испытательного полигона (НИИП-5) Министерства обороны СССР, связанные с созданием средств доставки ядерного оружия на территории США.

Анализируются основные результаты, полученные в ходе проведения испытаний ракетно-космической техники в целях решения военных, социально-экономических и научных задач.

Проводится этапность создания организационно-штатной структуры полигона и дается краткая характеристика функциональной деятельности структурных подразделений полигона.

Рассматривается состояние космодрома в настоящий период времени, в условиях аренды его у Казахской республики, возможность его дальнейшего использования в интересах России с учетом создания космодрома «Восточный».

**КОСМОДРОМ «ВОСТОЧНЫЙ», ЕГО ЗНАЧЕНИЕ ДЛЯ БУДУЩЕГО
ОТЕЧЕСТВЕННОЙ КОСМОНАВТИКИ И РАЗВИТИЯ ДАЛЬНЕГО ВОСТОКА
СТРАНЫ**

К.В. Чмаров

Координационный центр космодрома «Восточный»

Решение Россией задач укрепления статуса одной из ведущих космических держав мира, обеспечения независимого доступа в космос со своей территории потребовало создания нового отечественного космодрома.

Президент Российской Федерации своим Указом от 6 ноября 2007 г. «О космодроме «Восточный» постановил:

«... создать на территории Свободненского района Амурской области космодром научного, социально-экономического, двойного и коммерческого назначения для обеспечения подготовки и запуска космических аппаратов различного назначения, транспортных грузовых кораблей и модулей орбитальных станций (платформ), выполнения программ пилотируемых космических полетов и перспективных космических программ по изучению и освоению

небесных тел, а также осуществления международного сотрудничества в данной сфере. Присвоить создаваемому космодрому наименование «Восточный»;

считать создание космодрома «Восточный» задачей особой государственной важности...».

Уже в 2015 году новый российский космодром должен быть готов к проведению запусков космических аппаратов с помощью ракеты-носителя среднего класса «Союз-2».

Ведутся работы по созданию на космодроме космического ракетного комплекса тяжелого класса с ракетой-носителем «Ангара».

В перспективе – создание объектов, обеспечивающих пуски с этого космодрома ракет-носителей сверхтяжелого класса.

Космодром «Восточный» позволит России получить самодостаточную космическую инфраструктуру, пригодную для ведения космической деятельности любой сложности, и независимость в этом вопросе от других государств.

В ходе реализации проекта строительства космодрома «Восточный» создаются основы для решения следующих задач:

выполнение перспективных программ пилотируемых космических полетов;

осуществление перспективных программ запусков автоматических космических аппаратов социально-экономического, научного и военного (при необходимости) назначения по государственным, международным и коммерческим программам;

создание условий для реализации крупномасштабных космических проектов, связанных с углубленным изучением и освоением удаленных небесных тел Солнечной системы, в том числе в пилотируемом варианте;

закрепление населения в Дальневосточном федеральном округе путем создания новых рабочих мест;

развитие экономики региона за счет привлечения местной промышленной базы, развития инженерной инфраструктуры и социальной сферы;

создание условий для инвестиционной привлекательности региона.

Стимулом решения этих задач является космодром «Восточный» и структура его функционирования, которые образуют крупнейшую на Дальнем Востоке площадку для разработки и апробирования новых технологий, прежде всего в космической отрасли, втягивая в этот процесс промышленное производство, науку, развивая кадровый потенциал.

Необходимо признать, что создание нового космодрома – это не только обязательная, но действительно достойная для современной России задача,

соответствующая условиям организации космической деятельности в текущем столетии.

НОВЫЕ ГОРИЗОНТЫ МЕМОРИАЛЬНОГО МУЗЕЯ КОСМОНАВТИКИ

Н.В. Артюхиной

Мемориальный музей космонавтики, г. Москва

Мемориальный музей космонавтики в Москве должен рассматриваться как главный музей отечественной космонавтики. Чем же он должен отличаться от остальных музеев космонавтики? В своих экспозициях необходимо отразить приоритеты и первенства в мировой космонавтике. К ним можно отнести запуски первого ИСЗ, первых автоматических станций к Луне и планетам Солнечной системы, первые пилотируемые полеты космических кораблей и орбитальных станций, создание системы внекорабельной деятельности и Международной космической станции, выполнение международных космических программ.

Экспозиция музея должна соответствовать историческим и тематическим этапам развития отечественной космонавтики с показом натуральных образцов и макетов космической техники, представление ведущих деятелей ракетно-космической техники и космонавтов. Особое внимание следует уделить созданию специализированных зрелищных кино- и видеофильмов, которые будут выполнены на высоком профессиональном уровне. Современный музей немислим без мультимедийного оборудования. Использование мультимедийного оборудования (информационные киоски, проекторы, сенсорные экраны, плазменные панели) дает возможность «оживить» подлинные аппараты и приборы, другие уникальные экспонаты, предоставить более подробные, расширенные сведения о затрагиваемых в экспозиции темах. Цифровые мультимедийные средства необходимо было наполнить интересной тематической информацией, выбрать нужные темы, текст, «картинки», видеоматериалы.

ДОКУМЕНТАЛЬНОЕ НАСЛЕДИЕ К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО В ГОСУДАРСТВЕННОМ МУЗЕЕ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ

Л.А. Кутузова

Государственный музей истории космонавтики

Основу собрания Государственного музея истории космонавтики составляют материалы, связанные с жизнью и творчеством Константина Эдуардовича Циолковского, человека породившего своими трудами новое научно-техническое направление, - ракетно-космическую отрасль. В этом уникальность музейного собрания, его значимость.

После архива РАН музей является вторым по значению хранилищем наследия ученого, причем, если в архиве сосредоточены только письменные источники и часть фотодокументов, то в музее представлены все виды источников: письменные, вещественные, фоно и кино-источники, изобразительные памятники, которые взаимосвязаны между собой, и потому дополняют друг друга, удостоверяют и уточняют. Это бесценная частичка культурного наследия нашего народа в области истории техники, сознательно и планомерно собранная нами, никогда не распадется, а будет только прирастать усилиями н/с музея.

Интерес к наследию ученого с годами не угасает. Эту мысль подчеркнул Главный конструктор ракетно-космических систем С.П. Королев, выступая с докладом 17 сентября 1957 года на торжественном заседании, посвященном 100-летию со дня рождения К.Э. Циолковского в Колонном Зале Дома Союзов: «... идеи и труды К.Э. Циолковского будут все более и более привлекать к себе внимание по мере дальнейшего развития ракетной техники».

Одним из свидетельств востребованности наследия ученого являются Чтения, посвященные разработке научного наследия и претворению в жизнь его идей, которые проводятся в Калуге с 1966 года. Достаточно посмотреть тематику докладов первой секции « Исследование научного творчества К. Э. Циолковского и история ракетно-космической техники», чтобы убедиться, что наследие ученого в музее не лежит мертвым грузом. Это видно и по тематике музейных выставок, по изданиям его работ, по изданным каталогам.

Но при этом, на сегодняшний день нет целостного рассказа о массиве документов ученого, хранящихся в музее. В нашем сообщении мы делаем попытку охарактеризовать объем и состав документального собрания К.Э. Циолковского, отложившегося в музейном собрании, дать его систематизацию, согласно архивным правилам, рассказать о наиболее интересных составляющих.

«ПРИШЛИ БРОШЮРЫ ЦИОЛКОВСКОГО...»

Л.П. Майорова

Государственный музей истории космонавтики им. К.Э. Циолковского

Роль и значение литературы в жизни любого человека трудно оценить. Но, к сожалению, в современном обществе роль литературы, недостаточно оценивается. В Указе Президента РФ В.В. Путина от 12 июня 2014 года № 426 говорится: «В целях привлечения внимания общества к литературе и чтению постановляю провести в 2015 году в Российской Федерации Год литературы». Объявляя о подписании Указа на церемонии вручения государственных пре-

мый за 2013 год в Георгиевском зале Большого Кремлевского дворца, Президент РФ отметил: «Рассчитываю, что ярким, объединяющим общество проектом станет и Год литературы».

Из поколения в поколение именно при помощи книг передавался опыт, накопленный веками, в книгах хранились знания, запечатлевались открытия. Книги являли собой объединяющее начало, трибуну для провозглашения новых идей и мировоззрений. В России всегда с уважением относились к литературе, много и увлеченно читали, собирали личные библиотеки, которые играли значительную роль в образовании и просвещении русского общества. Они являлись важным средством самообразования и распространения знаний, серьезным дополнением к общественным библиотекам, играя важную роль в ознакомлении людей с произведениями науки, культуры, искусства, историей, отражая и духовный мир человека, собиравшего коллекцию книг. Одним из способов пополнения личных собраний было всегда получение книг непосредственно от авторов.

Данная работа посвящена распространению К.Э. Циолковским, понимавшим, насколько велика и значима роль литературы, способной помочь человеку постичь самого себя и окружающий мир, разбудить в нем стремление к истине, стремление идти по пути прогресса. Ученый всегда стремился, чтобы его труды в максимально короткие сроки находили своего читателя: «Не запирайте книгу в шкаф, а передайте её другому. Пускай она путешествует. Путешествие очень полезно, и, может быть, со временем, она встретит людей, которые поймут ее иначе», - писал ученый в одной из своих работ.

Личность ученого, его научные исследования привлекали внимание современников, в том числе и писателей, поэтов. В числе получателей трудов ученого были литераторы: К.Н. Алтайский, Н.Н. Бобров, В.Ф. Боков, Д.Д. Бурлюк, С.С. Емелин, Ю.В. Геко, А.М. Горький, А.Г. Глебов (Котельников), П.И. Железнов, Н.А. Заболоцкий, Е.Д. Зозуля, Л.А. Кассиль, В.А. Красильников, Б.К. Ковынев, Б.В. Ляпунов, Н.А. Морозов, А.Р. Палей, И.С. Поступальский, В.А. Сытин, И.Л. Кремлев-Свен (Шехтман), В.Е. Чешихин, В.Б. Шкловский и др. Они высоко ценили жизненный и научный подвиг К.Э. Циолковского, а знакомство с трудами ученого находило отклик в их творчестве, где отражались как факты биографии, так и идеи основоположника теоретической космонавтики. Ученый всегда стремился пополнить книжные собрания российских литераторов, с которыми он встречался или переписывался.

В ходе исследования была проведена реконструкция корпуса трудов Циолковского, посланных автором в книжные собрания литераторов, с которым он контактировал. Были установлены, по возможности, время, обстоятельства, количество и тематика полученных от автора трудов; выявлены из

их числа издания с наличием дарственных надписей и автографов автора; раскрыты мотивы контактов и ответная реакция получателей трудов.

Источниковедческую базу исследования составили документы и материалы, хранящиеся в Архиве Российской Академии Наук (РАН), Российском Государственном архиве литературы и искусства (РГАЛИ), Российской Государственной Библиотеке (РГБ), Государственном литературном музее (ГЛМ), Государственном музее истории космонавтики им. К.Э. Циолковского (ГМИК), в личных собраниях.

Практическая значимость работы состоит в возможности дальнейшего использования материалов, положений и выводов для выявления прижизненных изданий ученого с целью их изучения и дальнейшего сохранения. Судьбы библиотек названных литераторов сложились по-разному после того, как не стало владельцев. Одни - сохранились в личных библиотеках получателей и сегодня, другие, к сожалению, по разным причинам были утрачены, третьи – влились в книжные коллекции архивов, библиотек, музеев и продолжают служить людям, прославляя как имя автора, так и имена получателей книг. Необходимо отметить, что книжное собрание каждого из них отражало не только личные интересы владельца, но и культурную, научную и общественную жизнь страны первой половины XIX в.

Доклад сопровождается презентацией.

О ВСТРЕЧАХ СОВЕТСКИХ ТЕЛЕМЕТРИСТОВ СО СВЯТОСЛАВОМ РЕРИХОМ

К.К. Белостоцкая
ОКБ МЭИ

В 1972 году было подписано соглашение между АН СССР и Индийской организацией космических исследований (ИСПО) по оказанию консультаций и технической помощи в создании Индией космических аппаратов и в обеспечении их запуска советскими ракетами с территории СССР. Постановлением СМ СССР и ЦК КПСС был определен объём работ и перечень организаций, участвующих в проекте. В этот перечень вошло и ОКБ МЭИ.

В ходе совместных работ ежегодно происходили встречи руководящих специалистов СССР и Индии один раз в Москве, один раз в Бангалоре, где находилась ИСПО. Именно в Бангалоре чудесным образом сплелись две исторические линии: начало бурного развития индийской космонавтики и творческая жизнь замечательного русского художника, воспевшего природу и людей Индии. Каждая наша встреча со Святославом Николаевичем была обоюдно желанной и давала взаимное обогащение.

Мы чувствовали искренний интерес Святослава Николаевича к нашим совместным работам с индийскими специалистами и его желание открыть нам красоту этой страны. Во все приезды в Бангалор мы непременно виде-

лись с Рерихами либо у них дома в городе, либо в их пригородной усадьбе, либо у нас в гостинице.

Беседы с ним на самые разные темы, его внимательность и благожелательность, его манера разговора мягким красивым русским языком всегда вызывало ощущение чего-то далёкого, но значительного. Словно прикосновение к истории русской культуры. В разговорах нам открывались устои его духовной жизни: красота спасёт мир, будем стремиться к прекрасному.

ОСТАНОВЛЕННЫЕ МГНОВЕНИЯ

Л.А. Филина

Дом-музей С.П. Королева, г. Москва

В декабре 1957 г. за успешное создание и запуск в Советском Союзе первого в мире искусственного спутника Земли правительством страны было принято решение *«построить в 1958 г. за счет государства дачи для главных конструкторов тт. Королева С.П., Глушко В.П., Рязанского М.С., Пилюгина Н.А., Бармина В.П. и Кузнецова В.И. и передать их в собственность главных конструкторов».*

Сергей Павлович, отказавшись городской квартиры, выбрал место для строительства дома дачного типа на северной окраине Москвы, в Останкине.

11 ноября 1959 г. Сергей Павлович и Нина Ивановна Королёвы переехали с Площади Коммуны, где они жили в 1957-1959 гг., в Останкинский особняк.

Всего шесть лет прожил Сергей Павлович в «милом доме», как называл он свой домашний очаг, и не только в Останкине, в письмах (1947-1965 гг.) к жене.

5 января 1966 г. Королёв ушел из Останкинского особняка на «пустяковую», как говорили врачи, операцию, а оказалось, навсегда.

22 февраля 1966 было принято Постановление Правительства за № 27, первый пункт, которого гласил: *«Поручить Академии наук СССР и МОМ (Министерство общего машиностроения) рассмотреть вопрос об организации музея в доме, где последние годы жил С.П. Королёв».* Но от принятия этого Постановления до его осуществления прошло немало лет.

1 августа 1975 г. состоялся митинг по случаю открытия Мемориального дома-музея академика С.П. Королёва. Присутствовали академики М.В. Келдыш, В.П. Глушко, другие ученые. Выступили академик В.А. Котельников, член-корреспондент АН СССР, К.Д. Бушуев - директор тогда только что успешно завершённой программы «Союз-Аполлон», летчик-космонавт А. Елисеев и др. Во всех центральных газетах сообщалось об этом событии.

А за пять лет до этого дня, 1 августа 1970 г. в красивом и уютном украинском городе Житомире, в доме, где 30.12. 1906 г. (старый стиль) родился

будущий главный конструктор, был открыт первый мемориальный дом-музей Сергея Павловича Королёва.

Эти два музея, запечатлевшие диаметрально противоположные периоды жизни С.П. Королёва, очень разные по стилю, но равные благоговейностью отношения служителей музеев к памяти своего героя - Главного Конструктора ракетно-космических систем, были побратимами.

И многолетние творческие связи и искренняя светлая дружба коллективов двух уникальных музеев – это заслуга великой личности Сергея Павловича Королёва, изменившего ход истории, и это даёт надежду, что **ВЕЛИКОЕ ОБЩЕЕ ПРОШЛОЕ НЕ РАЗДЕЛИТ НАС И В БУДУЩЕМ.**

ОПЫТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ БАЛАКЛАВСКОГО РАКЕТНОГО ПОЛИГОНА ДЛЯ ОСВОЕНИЯ НОВЫХ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ С НАДВОДНЫМ И ПОДВОДНЫМ СТАРТОМ

В.Б. Иванов
ВИМФС РФ

Для эффективного использования субмарин в условиях «холодной войны» торпедно-минного вооружения было уже недостаточно. Подводные лодки необходимо было снабдить ракетами.

В СССР под руководством В.Н. Челомея началось создание крылатой ракеты комплекса П-5 для поражения наземных объектов, а затем первой противокорабельной самонаводящейся крылатой ракеты комплекса П-6. В конце 50-х – начале 60-х гг. под Балаклавой на плавучем стенде 4а проходили первые этапы летных испытаний обеих ракет.

1 апреля 1959 года вышло Постановление Совмина № 363-170 о разработке первой в мире противокорабельной ракеты «Аметист» с подводным стартом. Твёрдотопливная ракета была разработана в ОКБ-52 под руководством В.Н. Челомея.

Первый этап испытаний ракет «Аметист» состоял в отработке подводного старта ракет, в ходе которого производились так называемые бросковые пуски. Для таких пусков в ЦКБ-16 в 1959 г. спроектировали специальный погружаемый стенд ПСА, на котором пусковые контейнеры ракет СМ-10 располагались под углом 32,5. В 1960 году стенд ПСА был изготовлен заводом № 444. В июне 1961 года ПСА был сдан судоремонтному полигону. Стенд базировался на Балаклаву, а пуски с него производились в бухте Мраморной у мыса Фиолент.

Первый пуск в Мраморной бухте состоялся 24 июня 1961 года. Фактически вместо ракеты «Аметист» стреляли габаритно-весовым макетом (ГВМ). Из штатного оборудования на нем имелся только стартовый агрегат. Испытания прошли успешно – ГВМ прошел по расчетной подводной траектории и

нормально вышел из воды. Через два дня провели повторный пуск ГВМ и снова удачно.

В апреле-мае 1962 года со стенда ПСА было запущено 6 ракет «Аметист», из них четыре пуска прошли успешно, а два – нет.

Для испытания ракет «Аметист» в ЦКБ-16 в июле 1960 г. закончили технический проект 613А (модернизация проекта 613). На лодке устанавливались две пусковые установки типа СМ-107. Из-за многочисленных изменений, вносимых ОКБ-52 и НИИ-49, заводские и ходовые испытания переоборудованной по проекту 613А лодки С-72 завершились в июне 1962 г. Во время ходовых испытаний подводная лодка перешла в Балаклаву.

На проведение первого пуска «Аметиста» с подводной лодки в Мраморную бухту прибыло все начальство Черноморского флота во главе с командующим С.Е. Чурсиным и Генеральный секретарь ЦК КПСС С.Н. Хрущев.

Пуск «Аметиста» с С-72 прошел нормально. Второй пуск в том же июле 1962 года прошел удачно. На этом экспериментальные испытания закончились, и дальнейшие работы по «Аметистам» были перенесены на полигон «Песчаная Балка».

Позже в Балаклаве проводились испытания ракетного комплекса «Малахит», предназначенного на замену «Аметиста».

Все ракеты, прошедшие испытания в Балаклаве, были приняты на вооружение подводных лодок.

Созданный в апреле 2014 года Военно-исторический музей фортификационных сооружений РФ приступил к изучению вопроса созданию специальной экспозиции по теме испытаний КР на морском ракетном полигоне в Балаклаве.

В ходе доклада предполагается демонстрация документальных видеоматериалов 3-5 мин.

МУЗЕЙ ВОПЛОЩЁННОЙ МЕЧТЫ

И.Д. Дячук

Музей космонавтики имени С.П. Королева, г. Житомир, Украина

Есть на Украине место, где забываются повседневные хлопоты, замирает сердце и захватывает дух от осознания величия Вселенной и размаха созидательного творчества человечества. Ощутить космическую гармонию и красоту можно сегодня, посетив Музей космонавтики имени С.П. Королёва, созданный на родине выдающегося учёного в г. Житомире.

Музей был основан в 1970 г. 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 житомирян, переполненных чувством гордости за своего славного земляка. На сегодняшний день музей посетило более 2 миллионов посетителей 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 г.

В Мемориальном доме-музее С.П. Королёва, экспозиция которого была создана по воспоминаниям матери учёного - М.Н. Баланиной, погружаясь в атмосферу начала прошлого века, а затем знакомясь с экспозицией зала научной биографии учёного, посетители узнают о происхождении С.П. Королёва, его семье, а также – об истории зарождения, становления и развития космонавтики через призму личности Главного Конструктора, его жизненного пути и научной деятельности.

Экспериментальная экспозиция «Космос» создавалась в горячих спорах музейных сотрудников, художников и историков по поводу 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 такой экспозиции стали слова академика С.П. Королёва из последней статьи в газете «Правда», вышедшей в январе 1966 г.: «Нет преград человеческой мысли!». Такой поход обеспечил специфику экспозиционной демонстрации, которая заключалась в показе роли 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 «Ореол-3», лунный грунт и метеорит, найденный в Намибии в конце 19 века, космическое снаряжение и модели мировых ракетополетов, 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 посетителя 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 в музее концерты, театральные представления и художественные выставки. Такой прием музейной режиссуры обеспечивает единство воздействия пространственных форм, световых и цветовых эффектов, музейной экспозиции и музыкального сопровождения. Посетители испытывают неизгладимое впечатление и эстетическое наслаждение от современного музейного зрелища, что даёт возможность соприкоснуться как с историей космонавтики, так и с её сегодняшними реалиями через содержательное и увлекательное путешествие по экспозиции, почувствовать себя сопричастным 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, деятельность музея приобретает социально-культурную и мировоззренческую направленность.

В работе музея используются как проверенные временем, так и новые формы работы 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 разные 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. Сотрудниками музея в 90-е годы прошлого века впервые в Украине были защищены диссертации по научной конструкторской школе М. Янгеля, а также по философии космизма. В настоящее время, на межведомственной 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 имени С.П. Королёва в 2013 г. 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 г.

Музей имеет широкие международные связи, с 2013 г. 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 90-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 имени 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 содружества наших стран, поскольку именно такое видение было заложено в концепциях основоположников космизма как философия «Общего дела».

МАРС В ЗЕРКАЛЕ КУЛЬТУРЫ – КУЛЬТУРА В ЗЕРКАЛЕ МАРСА

Ю. В. Линник

Петрозаводский Государственный университет

Испытывая потребность в космическом собеседнике, культура издревле проецирует на Марс свои мечты – и страхи, чаянья – и опасения.

Доклад состоит из трёх частей:

I Марс в русской фантастике первой четверти XX века

II Марс в искусстве русского авангарда

III Марс и парейдолия: аберрации восприятия как источник творчества.

В первой части даётся философский анализ трёх марсианских романов – это:

– В.И. Крыжановская (Рочестер). На соседней планете. 1903. Писательница предвосхищает идею конвергентного развития космических цивилизаций.

– А.А. Богданов. Красная звезда. 1908. Это известная утопия – но в ней докладчик выявляет черты антиутопии: коммунизм на Марсе лишён подлинного человеколюбия.

– Н.И. Муханов. Пылающие бездны. 1924. Креативность разума двух человечеств – земного и марсианского – достигает экстремальных высот: люди готовы творить как боги – фундаментальный вакуум вот-вот заменит им глину и краски.

Хронологическая последовательность трёх повествований предстаёт как разгон мысли – ускорение нарастает: ставятся всё более широкие задачи – решаются всё более глубокие проблемы.

Ядром второй части является сравнение двух образов Марса – один создан в стилистике космического реализма (Михаил Мизернюк), другой принадлежит Александре Экстер, яркой представительнице русского авангарда.

Здесь же зарисовки Марса, сделанные Джованни Скипапарелли, сопоставляются с работами художников-супрематистов.

В третьей части впервые рассматривается под философско-эстетическим углом зрения замечательный феномен парейдолии – способности нашего восприятия организовывать хаос, внося в него смыслы. С этой новой точки зрения рассмотрены: каналы Марса – марсианский Сфинкс – мнимые астроботанические объекты на четвёртой планете.

Перед нами череда заблуждений?

Но при другом подходе – шедевры фантазии, оставившие неизгладимый след в истории человеческой культуры.

ЦЕНТРУ ПОДГОТОВКИ КОСМОНАВТОВ ИМЕНИ Ю.А. ГАГАРИНА 55 ЛЕТ - ЭТАПЫ РАЗВИТИЯ

***Ю.В. Лончаков, Б.И. Крючков, А.А. Курицын
ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»***

В январе 2015 года Центру подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина исполнилось 55 лет. За это время в отечественной пилотируемой космонавтике накоплен огромный опыт реализации различных программ на орбите Земли, выполнения научно-прикладных исследований и экспериментов, международного сотрудничества. Центр подготовки космонавтов (ЦПК) участвовал в выполнении всех пилотируемых программ СССР и РФ. Он был создан в структуре ВВС МО СССР в 1960 г. В 1969 г. Центр стал – 1-м НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина с правами и статусом НИИ первой категории. С 1995 по 2009 гг. находился в двойном ведении МО СССР и Российского космического агентства. С 2009 года – в качестве гражданской структуры в статусе ФГБУ в подчинении Роскосмоса.

Одним из важнейших преобразований Центра стало создание в 2011 г. на его базе единого Отряда космонавтов Роскосмоса, что обеспечило реализацию единой политики в сферах отбора, подготовки космонавтов, их участия в полетах, создании новой космической техники, послеполетной реабилитации. В 2012 г. впервые в отечественной практике была разработана и реализована схема открытого конкурсного отбора кандидатов в космонавты РФ.

ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» является уникальной организацией, осуществляющей отбор, подготовку космонавтов к космическому полёту и их реабилитацию. Шаг за шагом создавалась и совершенствовалась система отбора и подготовки космонавтов, её обеспечение – научное, методическое, медицинское, тренажное, организационное. За 55 лет своего развития советская и российская система отбора и подготовки космонавтов превратилась в зрелую систему, имеющую высокий авторитет не только у нас в стране, но и среди иностранных и международных космических агентств. Ее отличительные особенности: научная обоснованность, уникальность квали-

фикации персонала, развитые техническая база, программно-методическое обеспечение и система планирования, в совокупности, обеспечивающие высокое качество подготовки космонавтов.

Центр подготовки космонавтов взаимодействует со всеми элементами космической инфраструктуры на всех этапах жизненного цикла пилотируемых космических программ: их формирования, проектирования и экспертизы космической техники, её испытаний, выполнении космических полетов, оценки их результатов, создания научно-технических заделов по перспективным космическим программам и т.п. При этом основными функциями, в которых Центру отводится роль головной организации в ракетно-космической отрасли, являются отбор, профессиональная подготовка и послеполетная реабилитация космонавтов.

О ПЕРСПЕКТИВАХ ПИЛОТИРУЕМОЙ КОСМОНАВТИКИ ПОСЛЕ МКС (РОССИЯ. США (НАСА). ЕКА. КИТАЙ. КОСМИЧЕСКИЕ ЧАСТНИКИ)

А.Н. Ильин

Журнал «Новости космонавтики»

В докладе рассматриваются варианты развития мировой космонавтики после завершения эксплуатации Международной космической станции. Американское космическое агентство NASA в качестве основной цели выбрало постепенную подготовку к экспедиции на Марс, которая должна состояться не раньше 30-40-ых годов. Космическая программа США получила название «гибкий путь» (Flexible Path). Она предполагает разработку технологий, необходимых для достижения Красной планеты (новые двигательные установки, системы жизнеобеспечения, надувные устройства торможения в атмосфере). Экспедиции на Луну, предложенные в программе «Созвездие» (Constellation), были отменены, в качестве замены предлагается полет к небольшому астероиду, предварительно отбуксированному на окололунную орбиту.

Россия, в свою очередь, в качестве стратегической цели выбирает Луну. В докладе рассматриваются этапы освоения нашего естественного спутника, приводится описание отечественных автоматических станций для исследования Луны.

Приведен краткий обзор планов “космических частных фирм”. Рассмотрены как проекты крупных фирм - SpaceX, Virgin Galactic, так и предложения энтузиастов – план по облету Марса Денниса Тито, марсианская экспедиция основателя The Mars Society Роберта Зубрина, фантазии о колонизации Красной планеты - Mars One.

Часть доклада посвящена планам Китая. Ученые и инженеры Китайской Народной Республики планируют построить многомодульную орбитальную

станцию уже в начале 2020-ых годов, а также осуществить несколько амбициозных проектов по исследованию Солнечной системы с помощью автоматических зондов.

В выступлении также рассматриваются проекты других космических держав. Например, Индия не только изучает Луну и Марс автоматическими средствами, но и планирует приступить к пилотируемым полетам.

Особое внимание уделяется предложению команды российских энтузиастов “Луна семь” – альтернативному варианту отечественной лунной программы. По предварительным расчетам, строительство лунной базы можно начать уже в начале 2020-ых годов.

Рассказ о планах и перспективах предваряет небольшое вступление, посвященное истории развития космонавтики.

ВДНХ, ПАВИЛЬОН «КОСМОС». ПРОШЛОЕ И БУДУЩЕЕ

Е.В. Проничева

ВДНХ

ВДНХ – один из наглядных проектов, в который Россия с большим воодушевлением вкладывает сегодня силы, средства и душу.

И все для того, чтобы превратить Главную выставку страны в уникальное российское общественное пространство, сочетающее в себе архитектурные шедевры советского периода, новые музеи, выставочные комплексы мирового уровня, современные площадки для активного отдыха и огромную парковую зону, где приятно отдохнуть людям разного возраста.

ВДНХ – это территория свыше 237 с половиной гектаров. Недавно к Выставке были присоединены Ботанический сад и парк Останкино. Вместе они образовали пространство общей площадью свыше 520 гектаров с уникальными объектами культурного наследия и ландшафтными памятниками.

Это самая большая в мире выставочно-парковая территория, где находятся 47 памятников архитектуры, представляющие культурную ценность не только для России, но и для всего мира.

В апреле этого года к руководству Выставки пришла команда Правительства Москвы. Мэр определил план первого этапа реконструкции Выставки, выделил необходимые на первоочередные меры средства из бюджета города.

В результате Выставка очистилась от дикой торговли и некачественного общепита, начались противоаварийные работы в исторических павильонах и других строениях ВДНХ. Для первого этапа восстановительных работ на ВДНХ были выбраны павильоны и фонтаны Главной аллеи, по которым были проведены работы по подготовке к реставрации.

Фасады зданий центральной части выставки обрели обновленный вид и подготовлены к научной реставрации, которая начнется позже.

Завершив к середине года первый этап масштабных благоустроительных работ, мы подготовили и внедрили новую схему организации дорожного движения, которая сегодня учитывает интересы всех гостей: участников и посетителей многочисленных выставок, отдыхающих и спортсменов.

В дни празднования 75-летия ВДНХ - 1, 2 и 3 августа, территория Выставки стала одной из самых посещаемых площадок страны. Только за три юбилейных дня обновленную Выставку посетили 3 миллиона гостей из разных городов и стран мира.

В День рождения Москвы на ВДНХ был организован целый Город Детей для 2,5 миллионов москвичей и гостей города, а еще на ВДНХ прошел телемарафон национального Первого Канала, по окончании съемок Выставка была признана самой зрелищной площадкой этого большого праздника.

В конце ноября ВДНХ представит своим гостям новый зимний проект – крупнейший в мире каток с качественным искусственным льдом. Площадь льда для катания составит 21 тыс. кв. метров.

Мы хорошо понимаем, какой хотим видеть ВДНХ в будущем.

ВДНХ обязательно станет уникальным городом музеев, где будут проводиться самые крупные и самые актуальные для России выставки.

ВДНХ – это место образовательных инициатив, поэтому мы запустим здесь новые современные проекты, касающиеся образования нашей молодежи.

ВДНХ – это массовая площадка для проведения масштабных праздников, современных фестивалей уровня «Фестиваля Света», в котором наша выставка впервые приняла участие в этом году, предоставив для всевозможных видеоинсталляций свои павильоны и другие объекты.

И, наконец, ВДНХ – это музей под открытым небом, с уникальными памятниками архитектуры федерального значения – с монументальными барельефами, авторскими горельефами, красивейшими фресками и мозаикой, которые, несомненно, являются приметой своего времени и большой культурной ценностью.

Мы очень заинтересованы в том, чтобы сберечь наши памятники архитектуры. Поэтому недавно мы выступили с инициативой включить еще 15 наших уникальных построек в новый список памятников архитектуры федерального значения.

Сегодня ВДНХ превратилось в модное место для молодежного досуга, место для спортивных занятий, новых познавательных открытий и простого мирного созерцательного отдыха.

Наша задача – поддерживать это единство и развивать его дальше. В этом мы и видим свою задачу на будущее.

И напоследок, дамы и господа, я с удовольствием приглашаю вас посетить Москву и ВДНХ. Главная выставка страны всегда входила в список главных достопримечательностей столицы России. А теперь, когда на выставке произошли такие масштабные перемены, визит на ВДНХ станет особенно актуальным.

Мы делаем все для того, чтобы гостям ВДНХ было интересно, комфортно и незабываемо.

СВЕРШЕНИЕ МЕЧТЫ

В. М. Афанасьев

АМКОС

В раннем детстве, как и многие мои сверстники, мечтал стать летчиком-истребителем. После полета Юрия Алексеевича Гагарина мечта о космосе запала в сердце, но казалась такой далекой и, порой, нереальной. Но она сопровождала меня всегда.

В начале 1971 года впервые посетил музей авиации в Монино. Переходя по сугробам, от самолета к самолету, восхищался ими! Особенно самолетом М-50, появившимся, опередив свое время. Захотелось летать на многих из этих машин.

В одной из командировок, во время службы в Группе советских войск в Германии, в библиотеке попала маленькая брошюра американского автора «Космическая авиация» о предшественниках программы «Спейс Шаттл».

Пишу письма в Звездный городок – получаю формальные ответы. Спасибо за это: что не идет, то к лучшему!

Служба военным летчиком с освоением новых модификаций и типов самолетов.

Получение 1-го класса военного летчика. Затем интересная работа военным летчиком-испытателем.

Учеба в МАИ и защита диплома по космическому перехватчику по размерам мини Шаттла.

В 1978 году был больше месяца в командировке, а в это время проходил набор из военных летчиков-испытателей в группу по программе «Буран». Переживал, что не попал туда.

В 1985 году при наборе в Отряд космонавтов по программе «Буран» прошел отбор и приступил к общекосмической подготовке.

Во время учебы на начальном этапе мы изучали корабль «Буран». Предложили участие в программе «Мир» – «Союз», так как пилотируемый полет по программе «Буран» переносился на более поздний срок. Длительная и интересная череда теорий, практики и различных тренировок.

В августе 1990 года – дублер, до свершения мечты было близко.

2 декабря 1990 года – старт нашего экипажа на корабле «Союз-ТМ-11». Командир экспедиции Афанасьев В.М., бортинженер Манаров М.Х., космонавт-исследователь Тоехиро Акияма (Япония). Первый пилотируемый космический коммерческий полет в Советском Союзе.

Если я был новичок в космосе, то Муса Манаров выполнил до этого годичный полет на станцию «Мир» с Владимиром Титовым в 1987-88 годах. Тоехиро Акияма был представителем частной телекомпании TBS (Токио). В его программу входили прямые теле- и радиорепортажи с орбиты над различными уголками Земли, медицинские и биологические эксперименты, а также съемка фильма на борту станции. Тоехиро Акияма прекрасно выполнил свою программу, несмотря на трудности встречи с невесомостью, и 10 декабря 1990 года благополучно возвратился на Землю вместе с Геннадием Манаковым и Геннадием Стрекаловым.

Программа пилотируемых космических полетов в Советском Союзе была насыщенной. В нее входило: выполнение био-технологических экспериментов во время пересменок, а также медицинских, астрофизических, технических, технологических (в интересах радиоэлектронной промышленности), биологических экспериментов, исследование природных ресурсов Земли с помощью фотоаппаратов «КФА-1000», многоспектрального фотоаппарата «МКФ-6».

Программа предусматривала выходы в открытый космос. Было выполнено четыре выхода в открытый космос: ремонт выходного люка, установка и испытание грузовой стрелы, снятие и установка бокса с внешней телекамерой на платформу, проведение «холодной сварки» двух элементов будущей фермы «Софора», установка различных образцов на внешней поверхности станции и оснований для солнечных батарей на модуле «Квант 1».

Каждый экипаж может рассказать многое о своем полёте и это будет очень интересно.

Моя мечта осуществилась! Я благодарен моей Родине – Советскому Союзу и людям, меня окружавшим. Впереди ещё полеты на космический комплекс «Мир» и международную космическую станцию МКС.

Ю.В.КОНДРАТЮК – ПРИЗНАНИЕ ПОСЛЕ ЖИЗНИ

Е. М. Щукина

Мемориальный музей имени Ю.В. Кондратюка, г. Новосибирск

Сибирский период в жизни Ю.В. Кондратюка. Алтайский край. Город Камень-на-Оби. Пребывание в Новосибирске 1927-1931 гг. Издание книги «Завоевание межпланетных пространств» - 1929 г. Арест. Встреча с С.П. Королевым в ГИРДе. Здание-памятник истории «Дом, где работал Ю.В. Кондратюк».

Возрождение имени ученого. Публикация в газете «Комсомольская правда». Реабилитация 1970 г. Восстановление истины о смене имени Ю.В. Кондратюка. Увековечивание памяти об ученом (кратер на Луне, малая планета).

Актуализация заслуг Ю.В. Кондратюка новосибирским музеем. Акция спецгашения книги «Завоевание межпланетных пространств» на борту МКС – 2008 г. введение имени ученого в Галерею международной космической славы в Музее истории космонавтики (г. Аламогордо, Нью-Мексико, США) – 2014 г.

ЯРУСНЫЕ ДЕРЕВЯННЫЕ ХРАМЫ КАК МАНИФЕСТАЦИЯ НАРОДНОГО КОСМИЗМА

Ю. В. Линник

Музей космического искусства им. Н.К. Рериха

Многоступенчатая космическая ракета воплощает самые заветные интенции человечества: связь земли и неба – овладение небом. В ней находит своё выражение *архетип лестницы*, имеющий самые разнообразные вариации-алломорфы. Но их всегда можно отнести к одной из двух групп:

- 1) нам явлено позвенное строение – цепная, или полимерная структура: элементы одинаковы по диаметру;
- 2) реализована ярусная схема – в размере блоков наличествует прогрессия.

Оба решения мы встречаем и в ракетостроении, и в зодчестве.

Наша аналогия имеет значение как ассоциативной метафоры, так и объективного системного сближения: и там, и здесь вырабатывается тяга – или физическая, или духовная.

Поиск соответствующих инвариантов видится нам вполне оправданным. Можно говорить о трёх видах лестницы:

- 1) перед нами статичная конструкция – зиккурат, колокольня;
- 2) вертикальная иерархия становится динамичной – внутри неё идёт процесс подъёма; такова «*подвижная лестница Ламарка*» – в ней нам предстают градации восходящего развития (О. Манделъштам);
- 3) вся целокупная череда ступеней, отрываясь от субстрата, взмывает вверх – это ракета.

Мы поставили в один эволюционный ряд очень различные явления.

Наличие некоей тенденции – как бы общего волевого импульса, расфокусированного в последовательности форм – тут нельзя отрицать.

Ярусные храмы Русского Севера предуготовляют наш космический взлёт. Логика их построения подчас имеет поразительные созвучья с тем, что

мы видим в ракетах – это ключевое положение доклада рассматривается на богатом иллюстративном материале.

**ИСТОРИЧЕСКОЕ СОБЫТИЕ: ПОСАДКА КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ «ВОСХОД»
В 1965 Г. В ПЕРМСКОМ КРАЕ
(К 50-ЛЕТИЮ ПОЛЕТА А. ЛЕОНОВА И П. БЕЛЯЕВА).**

Е. А. Бессонова

Планетарий, г. Пермь

Историческое событие: посадка космического экипажа корабля «Восход – 2» в 1965 г. в Пермском крае. Докладчик Татьяна Геннадьевна Фукалова - ведущий специалист МАУК «Пермский планетарий», Заслуженный работник культуры Российской Федерации.

Пребывание космонавтов А.А. Леонова и П.И. Беляева в 1968 г. в Перми (присвоение званий «Почётный гражданин города Перми», переименование улиц в их честь).

О мероприятиях Пермского планетария, посвящённых 50-летию посадки А.А. Леонова и П.И. Беляева в Пермском крае (19 марта 2015 г.).

Работа с ветеранами космической отрасли (встречи, награждения, открытие сквера им. Ю.А. Гагарина).

Работа с центрами дополнительного образования (художественные выставки, выставки моделей ракет и запуски моделей ракет).

Виды деятельности (лекции, тематические программы, наблюдение небесных объектов с видовой площадки и др.)

Пермский планетарий – сегодня (ремонт, новый купол, новое оборудование, полнокупольные цифровые программы, видовая площадка, детская площадка).

**НАУКОГРАД РЕУТОВ И ОКБ-52 – ЦКБМ – НПО МАШИНОСТРОЕНИЯ В.Н.
ЧЕЛОМЕЯ: НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ И СОЦИОКУЛЬТУРНЫЙ ФЕНОМЕН**

М.И. Кузнецов

НП «Союз развития наукоградов России»

Юбилейные даты (100-лет со дня рождения академика В.Н. Челомея и 70-летие возглавляемого им ОКБ-52 – ЦКБМ – ВПК «НПОмаш» в 2014 г.) привлекли внимание и вызвали большой интерес к личности выдающегося отечественного ученого, конструктора, руководителя, а также к созданному и выращенному им крупному научно-производственному объединению, превратившему в наукоград подмосковный Реутов.

Владимир Николаевич Челомей – «интегративный», «культуроемкий» руководитель. Он и ученый, интеллектуал, генератор идей и конструктор,

экспериментатор, испытатель и стратег, политик, организатор крупных комплексов науки и производства.

Его «конек» - концентрация интеллектуальных и технологических ресурсов для создания прорывных разработок в авиационной, ракетной и космической сферах научно-технической деятельности и их практической реализации в эффективных действующих комплексах и системах.

Он собирал креативных, как сегодня бы сказали, сотрудников, обеспечивая «притечку мозгов» на предприятие.

В.Н. Челомей продуцировал идеи создания новых решений в авиакосмической сфере и добивался Правительственных решений и государственного заказа. В результате у коллектива сотрудников была интересная и востребованная, имеющая важнейшее государственное значение работа, требующая мощных интеллектуальных усилий, чаще всего в широком спектре и на стыках наук и научных направлений.

А развивающиеся научно-производственная и образовательная структура все больше приобретала характер интегрированного научно-культурно-образовательного комплекса и становилась субъектом не только научно-технического и экономического развития, но и социально-культурного развития формировавшегося наукограда Реутова и окружающей территории.

В докладе рассматривается научно-технический и социокультурный феномен руководимого В.Н. Челомеем градообразующего предприятия наукограда Реутова ОКБ-52 – ЦКБМ – ВПК «НПО машиностроения».

ИСТОРИЯ СОВЕТСКОЙ КОСМОНАВТИКИ 1961-1974 ГГ. В ЗЕРКАЛЕ СТЕННОЙ ПЕЧАТИ ОКБ-1

В.Е. Бугров
РКК «Энергия»

В отделе № 9 ОКБ-1 родилась традиция отражать события истекшего года в новогодних стенгазетах. В них не было текста, но основные изображаемые персонажи имели портретное сходство. В газетах фактически представлена история самого напряженного периода советской космонавтики 1961-1974 годов.

В газетах отражены периоды разработки марсианского и лунного проектов, разрабатывавшихся в 1961-1966 годах при С.П. Королёве. События, связанные с подготовкой и осуществлением программы облёта Луны. Создание гражданского отряда космонавтов в ОКБ-1 и участие в этом врачей ИМБП и ЦПК. Представлена подготовка к испытаниям комплекса Н1-ЛЗ и результаты первых запусков. Показан механизм, действующий на предприятии по выявлению и устранению возникающих замечаний и роль заместителей главного конструктора в принятии технических решений. Представлена исто-

рия появления идеи создания орбитальных станций, а также её отрицательное влияние на основную тематику предприятия. Отражены события, связанные с утратой частью сотрудников предприятия целеустремлённости в выполнении основных задач – создании тяжёлой ракеты Н1 и космических кораблей для осуществления программ полёта на Марс и Луну, утверждённых постановлениями правительства, и предпочтение работам по программам орбитальных полётов. В газетах, отражающих события за истекший год, в некоторых случаях делался прогноз на ближайшее будущее.

Действующими лицами, представленными на рисунках, часто были ведущие сотрудники предприятия, в том числе, заместители главного конструктора С.О. Охапкин, К.Д. Бушуев, Б.Е. Черток, А.П. Абрамов, Я.И. Трегуб, М.И. Самохин, Б.А. Дорофеев, Э.И. Корженевский, а также главные конструкторы С.П. Королёв, В.П. Мишин. В этих случаях авторы рисунков добивались портретного сходства персонажей.

В докладе рассказывается о составе редколлегии, методах её работы, представлены слайды газет и их основных фрагментов с комментариями к ним авторов рисунков. Оригиналы газет размером 1000 x 2000 мм могут быть представлены по согласованию. Доклад может быть представлен в виде фильма.

ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ МУЗЕЙ И МОСКОВСКИЙ ПЛАНЕТАРИЙ: К ИСТОРИИ СОТРУДНИЧЕСТВА В ДЕЛЕ ПРОПАГАНДЫ И ПОПУЛЯРИЗАЦИИ ДОСТИЖЕНИЙ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ КОСМОНАВТИКИ»

О.В. Костикова

Политехнический музей

В докладе приводятся новые, малоизвестные широкому кругу специалистов и любителей космонавтики, факты, отражающие историю сотрудничества двух уникальных учреждений культуры – Политехнического музея и Московского Планетария в деле пропаганды и популяризации достижений отечественной космонавтики. Проводится сравнительный анализ особенностей представления космической тематики на площадках Политехнического музея и Московского планетария в первые годы и в последующие десятилетия космической эры. Раскрывается существо организационного и творческого взаимодействия двух учреждений и их коллективов в космизации общественного сознания, вызванной успехами первых космических полетов. Подчеркивается новое качество преподнесения широким массам космической тематики, достигавшееся при объединении усилий специалистов Политехнического музея и Московского планетария. Приводятся примеры успешных совместных мероприятий, в т. ч. выездных лекций-демонстраций, агитационных рейдов, организации передвижных выставок и т.д.

Особо рассматриваются случаи эффективного сопряжения усилий специалистов Политехнического музея и Московского Планетария на ниве пропаганды и популяризации достижений советской пилотируемой космонавтики на разных этапах ее развития. Комментируются ныне ставшие историей доклады, лекции и выступления первых космонавтов, испытателей и создателей космической техники как под звездным куполом Планетария, так и в Большой аудитории Политехнического. Приводятся примеры творческой дружбы ряда известных деятелей Политехнического музея и Московского Планетария, говорится об уникальной атмосфере научного, методического и педагогического поиска, позволявшей передавать увлеченность и любовь к космонавтике слушателям всех возрастов, прежде всего – молодежи, школьникам и студентам.

Вводятся в научный оборот некоторые новые документы, письма и фотографии, иллюстрирующие рассматриваемую тему. Отдается дань уважения деятелям обоих учреждений, внесшим вклад в становление дополнительного космического образования и воспитания в стране. Яркие и оригинальные жизненные и профессиональные пути ряда сотрудников Политехнического музея и Московского Планетария часто пересекались и сопрягались, что приводило как к личностному взаимообогащению, так и к восхождению к вершинам лекторского мастерства. Имена К.А. Порцевского, Б.А. Максимачева, Б.Г. Пшеничнера, С.В. Широкова, Л.С. Цеханович, Е.К. Страута, Ф.Б. Рублевой и др. (Планетарий) и Т.Л. Волковицкой, А.С. Федоровой, Н.А. Варварова, Н.М. Титковой, Л.Л. Ульяновой, В.И. Макарова, И.А. Старобинец и др. (Политехнический музей) образуют неугасающую плеяду и единое музейно-планетарское сообщество специалистов, с первых лет космической эры и донныне наглядно демонстрирующие эффективность и эффективность сочетанного, комплексного, взаимосогласованного подхода к проблемам наук о Вселенной и ее освоении - астрономии и космонавтики, в их просветительском, культурном, мировоззренческом аспектах.

ПОЛТАВСКАЯ СТРАНИЦА В ИСТОРИИ 4-ГО ГВАРДЕЙСКОГО МИНОМЁТНОГО ПОЛКА ПОД КОМАНДОВАНИЕМ А. И. НЕСТЕРЕНКО

И.А. Пистоленко

Музей авиации и космонавтики им. Ю.В. Кондратюк

г. Полтава, Украина

В календаре знаменательных событий в истории ракетной техники и космонавтики в 2015 году среди других есть две важные юбилейные даты. 12 февраля исполняется 60 лет со времени принятия решения о создании Научно-исследовательского испытательного полигона № 5 министерства обороны СССР (НИИП № 5 МО СССР). Официальной датой рождения жилого

городка, несколько раз менявшего своё название и в 1995 году получившего наименование город Байконур, и полигона (после 12 апреля 1961 года получившего открытое название «Космодром Байконур») считается 2 июня 1955 года.

Обязанности первого начальника вновь формируемого тогда полигона взял на себя А. И. Нестеренко (1908 -1995). В июле 2015 года в двадцатый раз будет отмечаться день памяти Алексея Ивановича, день его ухода из жизни.

Казалось бы, какое отношение имеют две эти даты к украинской Полтавщине? Однако есть страница в её истории, которая объединяет их и связана с военной биографией А. И. Нестеренко.

В августе 1941 г. в Алабино под Москвой опытный артиллерийский командир с богатым боевым опытом А. И. Нестеренко формировал и возглавил 4-й гвардейский миномётный полк реактивной артиллерии – один из первых восьми полков «катюш» в Советской армии.

Оказывая помощь войскам, которые вели тяжёлые оборонительные бои на Юго-Западном направлении осенью 1941 года, БМ-13 полка майора А. И. Нестеренко произвели первые залпы по немецко-фашистским захватчикам под Диканькой в Полтавской области. Это были первые залпы «катюш» на всём советско-германском фронте. Там успешно были отработаны и первые ночные залпы.

Отвечая на вопросы журналиста одной из украинских газет в апреле 1988 года, Алексей Иванович Нестеренко согласился с тем, что «его дорога на Байконур началась с первого залпа на Полтавщине 25 сентября 1941 года, с участия в создании горных «катюш».

По инициативе жителей посёлка Диканька, при непосредственном содействии почетного гражданина Диканьки А. И. Нестеренко в этом населённом пункте был открыт мемориальный комплекс: памятный знак и «катюша», возвышающаяся на постаменте. В 2009 году эта боевая машина как памятник первым сокрушительным ударам «катюш» по врагу была отреставрирована.

РЕАЛИЗАЦИЯ ПРОЕКТА «ИНТЕРАКТИВНАЯ ЭКСПОЗИЦИЯ «ГАГАРИНСКАЯ ОРБИТА»

М. В. Степанова

Музей Первого Полета, г. Гагарин

Проект «Интерактивная экспозиция «Гагаринская орбита» стартовал в День рождения Ю.А. Гагарина, 9 марта 2014 года.

Обозначена Миссия проекта: «С помощью Интернет-технологий отправлять посетителей в полет мысли и творчества в пространствах Времени Земли и Космоса, формировать у них стремление к личному прогрессу

Интерактивная экспозиция «Гагаринская орбита» создается как «Спутник» реальной экспозиции Музея Первого полета. В проекте Орбита интерпретируется в трех пространствах, в которых прокладывается маршрут проекта. Во-первых, Орбита, по которой 12 апреля 1961 года совершил свой исторический полет Ю.А. Гагарин, профессионально употребляются и другие ее названия – траектория и трасса полета, это пространство – космическое. Во-вторых, Орбита, которую проложили авторы реальной экспозиции, приняв цивилизационный подход к исследованию и публикации события первого полета человека в космос, заявив, что полет Ю.А. Гагарина был подготовлен всем ходом развития мировой цивилизации. В реальной экспозиции сделана попытка рассказать о пути мировой цивилизации по дороге изучения космоса, о подготовке и осуществлении полета Ю.А. Гагарина. Это пространство – экспозиционное, выступает как виртуальный дублер реальной экспозиции, и второй маршрут получил в проекте название - №2.Орбита «Экспозиция».

В-третьих, Орбита, которую захочет проложить и пройти по ней сам посетитель, что станет возможно с помощью Интернет - технологий. Этот маршрут может проходить по любым космическим сайтам мира, заглянуть в любые города, над которыми пролетал или, в которых бывал Ю.А Гагарин, города космического посвящения, где создаются космические корабли или, где родились другие космонавты Земли, с помощью телескопов заглянуть во Вселенную. И это все из области путешествий, отсюда и название маршрута - №3.Орбита «Путешествия».

ПОПУЛЯРИЗАЦИЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ЗНАНИЙ О КОСМИЧЕСКОЙ СВЯЗИ В ЦМС ИМЕНИ А.С. ПОПОВА

Н.А. Борисова

Центральный музей связи имени А. С. Попова

В наш век бурно развивающихся технологий чрезвычайно высока потребность в популяризации научно-технических знаний. Научные исследования и эксперименты, связанные с космонавтикой, являются наиболее затратными и наименее понятными для обычного человека. Во всем мире уделяется большое внимание просветительской работе по космической тематике, прежде всего для того, чтобы обосновать огромные расходы на космические проекты. Арсенал методов популяризации космической связи велик: научно-популярные книги, фильмы, лекции, многочисленные сайты, выставки и музейные экспозиции.

ЦМС имени А. С. Попова также вносит посильный вклад в это важное дело, используя экспонаты по теме «Космическая связь» из коллекций аппаратного фонда, знаков почтовой оплаты, документального и библиотечно-

го фондов. В докладе дается краткая характеристика работы по тематике «Космическая связь» в каждом из указанных фондов, рассказывается о проблемах, связанных с пополнением фондов предметами, относящимися к рассматриваемой теме.

Несмотря на внутренние трудности, характерные для всех ведомственных музеев, сотрудникам удается многое делать в направлении популяризации научно-технических знаний о космической связи. Большинство проектов реализуются с использованием современных мультимедийных технологий. В докладе рассказывается об экспозиционно-выставочной интерпретации темы космической связи, о нескольких наиболее значимых проектах последних лет (научные чтения «Космическая связь: прошлое, настоящее, будущее», грантовый проект «Связь с внеземными цивилизациями» и др.).

В докладе рассказывается о планах музея в части популяризации деятельности предприятий, занимающихся космической связью, и модернизации раздела экспозиции «Современная связь». В частности предполагается показать значение космической связи в реализации программы цифрового телерадиовещания. Главная проблема – поиски финансирования.

Вывод, который следует из изложенного: музей не только экспонирует исторические коллекции предметов и документов, но и демонстрирует современные научные достижения всеми доступными средствами – с помощью действующих макетов, интерактивных экспонатов, мультимедийных продуктов.

Секция 11**Научеёмкие технологии в ракетно-космической технике****АНАЛИЗ ПРОЦЕССОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК,
КОНСТРУКЦИЙ И МЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

Ю.О. Бахвалов, В.Д. Костюков, А.П. Петухов, А.В. Цырков, Д.А. Шканов
**Государственный космический научно-производственный центр
имени М.В. Хруничева**

Проект как вид деятельности имеет ряд особых признаков. 1) Направлен на достижение конкретной цели. Проекты нацелены на получение определённых результатов, т.е. они направлены на достижение определённых целей. Именно эти цели являются движущей силой проекта и все усилия по его планированию и реализации предпринимаются для того, чтобы эти цели были достигнуты. Проект обычно предполагает целый комплекс взаимосвязанных целей. Например, основной целью проекта, связанного с компьютерным программным обеспечением, может быть разработка информационной системы управления предприятием. Промежуточными целями (подцелями) могут быть разработка базы данных, разработка математического и программного обеспечения, тестирование системы. В разработке базы данных, в свою очередь, также могут быть выделены цели более низкого уровня - разработка логической структуры базы данных, реализация базы данных с помощью СУБД, загрузка данных и так далее. Проекты ориентированы на достижение цели и это предполагает, что важной чертой управления проектами является точное определение и формулирование целей, начиная с высшего уровня и заканчивая наиболее детализированными целями и задачами. Кроме того, проект можно рассматривать, как преследование тщательно выбранных целей и его продвижение вперёд связано с достижением целей всё более высокого уровня, пока, наконец, не достигнута конечная цель. 2) Включает в себя координированное выполнение взаимосвязанных действий. Проекты сложны уже по самой своей сути, поскольку включают в себя выполнение многочисленных взаимосвязанных действий. В отдельных случаях эти взаимосвязи достаточно очевидны (например, технологические зависимости), в других случаях они имеют более "тонкую" природу. Некоторые промежуточные задания не могут быть реализованы, пока не завершены другие задания, другие задания могут осуществляться только параллельно и так далее. Если нарушается синхронизация выполнения разных заданий, то весь проект может быть поставлен под угрозу. Очевидно, что проект - это

система, то есть целое, складывающееся из взаимосвязанных частей, причём система динамическая, и, следовательно, требующая особых подходов к своему управлению. 3) Имеет ограниченную протяжённость по времени. Проект выполняется в течение конечного периода времени, то есть имеет более или менее чётко выраженные начало и конец. Проект заканчивается, когда достигнуты его основные цели. Значительная часть усилий при работе с проектом направлена именно на обеспечение того, чтобы проект был завершён в намеченное время. Для этого готовятся графики, показывающие время начала и окончания заданий, входящих в проект. Отличие проекта от производственной системы заключается в том, что проект является однократной, а не циклической деятельностью. Выпуск серийной продукции не имеет заранее определенного конца во времени и зависит лишь от наличия и величины спроса. Когда исчезает спрос, тогда и заканчивается производственный цикл. Проект как система деятельности существует ровно столько времени, сколько его требуется для получения конечного результата. Концепция проекта не противоречит концепции фирмы или предприятия и вполне с ней согласуется. 4) Неповторим и, в определённой степени, уникален. Любой проект в определённой степени неповторим и однократен. Вместе с тем, степень уникальности может сильно отличаться от одного проекта к другому. При выпуске однотипной детали для стандартного общепромышленного изделия степень уникальности проекта достаточно невелика. Базовые элементы этой детали идентичны элементам предыдущих тысяч или сотен тысяч, которые уже выпущены. Основные же источники уникальности, как правило, заложены в специфике конкретной производственной ситуации - в расположении предприятия, в особенностях поставок материалов и комплектующих, в новых субподрядчиках и т.д. С другой стороны, если разрабатывается единственный, специализированный прибор или технология, то и такая задача является уникальной, поскольку ранее этого не делалось. Накопленные знания и опыт не могут дать всю необходимую информацию по данному проекту, следовательно, имеются риск и неопределённость. Любой проект проходит через определённые фазы своего развития. Стадии жизненного цикла проекта могут различаться в зависимости от сферы деятельности и принятой системы организации работ. Однако каждый проект имеет начальную стадию, стадию реализации и стадию завершения работ. Руководители проектов разбивают цикл жизни проекта на этапы различными способами. Например, в проектах по созданию программного обеспечения часто выделяют такие этапы как осознание потребности в информационной системе, формулирование требований, проектирование системы, кодирование, тестирование, эксплуатационная поддержка. Наиболее традиционным является разбиение проекта на четыре крупных этапа: формулирование проекта, его планирование, осуществление и завершение.

**МЕТОДИКА РЕШЕНИЯ РАДИАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
ЭЛЕКТРОННО-ЦИФРОВОГО МАКЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА*****В. П. Литвинов******Государственный Космический научно-производственный центр
им. М В Хруничева - КБ "Салют"***

Причиной повышенного уровня отказов и сбоев в радиоэлектронной аппаратуре на борту КА является воздействие ионизирующего излучения космического пространства. Поэтому одним из необходимых требований при проектировании КА является оценка работоспособности его бортовой аппаратуры в радиационной среде космического пространства.

Реализованная в среде системы CATIA V5 методика решения радиационной задачи позволяет рассчитывать поглощённую дозу от воздействия ионизирующего излучения космического пространства в любой точке внутри космического аппарата. Методика использует PLM технологии, позволяющие создавать радиационные модели на основе цифрового макета космического аппарата, и предназначена для проектирования оптимальной защиты радиоэлектронной аппаратуры от ионизирующего излучения.

Методику можно использовать, начиная с этапа предварительного проектирования, когда определяется целесообразная геометрия КА, компоновка систем и оборудования. При этом соображения проектирования, с учётом требований по поглощённой дозе, основываются на выборе наиболее защищённого местоположения радиоэлектронной аппаратуры на борту КА. Расчёты уровней поглощённой дозы с применением 3D радиационной модели являются более точными в сравнении с идеализированной геометрией, а значения поглощённой дозы, учитывая оптимальное проектирование защиты, обычно понижаются.

АСПЕКТЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПРИБОРОВ И ПУЛЬТОВ, БКС И НКС***Ю.О. Бахвалов, В.Д. Костюков А.А. Меркелов,******А.А. Хомутов, А.В. Цырков******Государственный космический научно-производственный центр
имени М.В. Хруничева***

Сегодняшнее производство в аэрокосмической и оборонной промышленности столкнулось лицом к лицу с проблемами создания более сложных, высокотехнологичных и наукоемких продуктов, использующих новые материалы, технологии и процессы. Решения этих проблем должны полагаться на широко разветвленную коммуникационную цепочку взаимодействия и сотрудничества, для того чтобы должным образом готовить достойные ответы все более увеличивающимся требованиям к качеству конечного продукта при усложнении его компонентов и сокращении конечной стоимости. Миро-

вые аэрокосмические лидеры признают, что ключом к быстрым темпам развития проекта и производства является специализированная инженерная окружающая обстановка. Целесообразно создать единое информационное пространство, обеспечивающее доступ к базе данных по изделию, материалам, технологическим требованиям, единым базам стандартных и покупных изделий, которые должны быть дополнены существующими CAD (Computer Aid Design) и PLM (Product Lifecycle Manufacturing) программными продуктами. Эти программные продукты и связанное с ними по производственному циклу соответствующее технологическое оборудование призваны обеспечивать инженеров: более прогрессивной и результативной окружающей обстановкой, основанной на цифровом описании продукта и процессов его производства; улучшенным доступом к обратной связи, ресурсам и приложениям внутри CAD систем, дающим возможность производить более проектирование продукта и его технологическую проработку; улучшить взаимодействие между партнерами. В свою очередь это открывает пути к: снижению затрат на развитие производства и конечной стоимости единицы продукта; более комплексному цифровому определению продукта, что во всех отношениях может увеличить предприимчивость; лучшей координации между подразделениями через сплошную глобальную цепочку поддержки и взаимодействия. Должна быть построена единая компьютерная сеть между всеми участниками процесса создания изделий РКТ и использована единая конструкторская, технологическая, управленческая и сервисная информация в режиме оперативного управления в реальном времени с целью качественного и своевременного выпуска РКТ; проведена отработка взаимодействия между CAD/CAE/CAM/PDM/ERP-системами, используемыми участниками процесса создания изделий. Для реализации этих положений и было проведено моделирование работ по проектированию ПА, БКС, НКС и АФУ.

РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОННЫХ ТЕКСТОВЫХ ДОКУМЕНТОВ В СРЕДЕ РАБОЧЕГО ПРОСТРАНСТВА

В. П. Литвинов

ГКНПЦ им. М. В. Хруничева - КБ "Салют"

Создание единого информационного пространства предприятия (ЕИПП) позволит применить технологию параллельного взаимодействия специалистов и подразделений предприятия в процессе разработки изделия.

ЕИПП может быть создано с помощью программного продукта ENOVIA (DS) в среде информационной инфраструктуры предприятия. ENOVIA использует технологию клиент-сервер, поэтому доступ к ЕИП возможен с любого сетевого компьютера.

Приступить к освоению ЕИПП целесообразно с организации Рабочих пространств, которые являются подмножествами информационного пространства предприятия.

Рабочее пространство состоит из набора папок, которые содержат документы собранные, чтобы выполнить определенную бизнес потребность, и людей (членов рабочего пространства), которые могут получить доступ к документам папок. Члены рабочего пространства могут сотрудничать и совместно использовать информацию, участвуя в веб-встречах и обсуждениях, и поручая задачи по работе с документами друг другу.

Человек, создающий рабочее пространство, становится его владельцем. Чтобы определить организационную структуру рабочего пространства, владелец добавляет к нему папки и подпапки, которые будут содержать документы, относящиеся к конкретной теме. Затем он добавляет членов к рабочему пространству и присваивает каждому из них соответствующие права доступа.

Члены рабочего пространства могут просмотреть содержание папки, добавить, удалить и исправить документы, участвовать в обсуждениях документа, создать маршрут и подписаться на уведомления об определенных событиях, которые происходят для папки или её документов.

Пилотный проект, проводимый на задаче совместной разработки конструкторской текстовой документации по безбумажной технологии в среде Рабочего пространства, нацелен на решение следующих задач:

- освоение бизнес процессов управления электронными документами в среде Рабочего пространства;
- тестирование всех функциональных возможностей системы;
- и составление перечня мероприятий, необходимых для успешного становления новой технологии.

БИЗНЕС ПРОЦЕССЫ ТЕХНИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ В АГРЕГАТНО-СБОРОЧНОМ ЦЕХЕ

***В.Д. Костюков, А.И. Островерх, Н.А. Пожарский,
А.А. Селиверстова, А.В. Цырков***

***Государственный космический научно-производственный центр
имени М.В. Хруничева***

Актуальной задачей производства аэрокосмической техники и технологии является сокращение непроизводственных затрат за счёт эффективной организации информационного сопровождения организационно-технических процессов и автоматизации технологической подготовки производства (ТПП). Результат анализа методов и средств автоматизации информационного сопровождения организационно-технических структур конструкторской документации (КД) в среде Рабочего пространства (РП) и

торско-технологических подразделений, участвующих в работах по запуску изделия в производство, базовых программных и технических средств обеспечения автоматизированных систем предприятий позволяет создать концепцию автоматизации ТПП в едином информационном пространстве организационно-технологических процессов и использовать оригинальные механизмы её реализации в виде модели информационно-коммуникационной среды, методики управления этими процессами и комплекса типовых процедур структурно-параметрического моделирования. Комплексный подход представления информации о технических решениях в виде многоуровневых диаграмм декомпозиции полностью отвечает требованиям международных стандартов по функциональному моделированию IDEF0, оптимальному управлению предприятием MRP II, ИПИ-технологиям ISO 10303, менеджменту качества ISO 9000 и может быть использован в качестве информационно-алгоритмической основы автоматизации конструкторско-технологического проектирования сложных изделий.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ КАЧЕСТВЕННОЙ ПОВЕРХНОСТИ ЧИСТОВЫХ ДЕТАЛЕЙ И СТРУКТУРЫ ИХ МАТЕРИАЛА НА ЭТАПЕ РАЗРАБОТКЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ГОРЯЧЕЙ ДЕФОРМАЦИИ СТАЛИ 07Х16Н6-Ш

П.А. Головкин, С.В. Сбруйкина

Государственный космический научно-производственный центр имени М. В. Хруничева

В настоящее время отсутствуют нормативные документы, которые регламентировали бы целесообразные режимы технологического цикла изготовления изделия на этапе от горячей пластической деформации до получения чистовой механически обработанной детали с целью обеспечения их качественной поверхности и структуры. То есть, несмотря на множество нормативных документов, регламентирующих допустимые и целесообразные режимы горячей пластической деформации, термической обработки и механической обработки, отсутствуют такие, которые отслеживали бы сквозное влияние превращений материала заготовки на его технологические и служебные характеристики, формируемые на последующих операциях, через один технологический переход. Так, отсутствует корреляция между параметрами горячей пластической деформации заготовки и качества поверхности получаемой далее путём обработки резанием чистовой детали.

Это усложняет достижение заданных характеристик конечного изделия, усложняет и удорожает его изготовление. Например, стремление упростить и удешевить заготовительные операции (включая ковку и штамповку) на следующих технологических переходах может снизить стабильность процесса обработки резанием, ухудшить качество поверхности чистовой детали. На

примере жаропрочной стали переходного класса 07X17H2-Ш (ЭП288-Ш) проведены исследования, позволившие обнаружить зависимость между параметрамиковки исходной заготовки, и стабильности процесса обработки резанием, качеством поверхности и структурой материала чистовой детали.

ВЫПОЛНЕНИЕ ПРОЕКТНО-РАСЧЕТНЫХ РАБОТ

Ю.О. Бахвалов, В.Д. Костюков, А.В. Цырков

*Государственный космический научно-производственный центр
имени М.В. Хруничева*

Под понятием "автоматизированное проектирование" будем понимать процесс выполнения проектных работ, при котором все или часть решений образуется путём взаимодействия исполнителя (человека) со средствами автоматизации. Сегодня уже на многих предприятиях отечественного машиностроения используются, пусть достаточно простые, средства автоматизации, в основном это системы автоматизированного проектирования (САПР). Например, одной из наиболее распространённых САПР в нашей стране на сегодняшний день является программа AutoCAD. Таким образом, в качестве средств автоматизации выступает вычислительная техника, ЭВМ. Эксплуатация современных САПР ускоряет и упрощает процесс проектирования в 6-8 раз за счёт применения библиотек геометрических примитивов, обширных и постоянно пополняемых баз геометрических и расчётных данных по стандартным элементам (крепёж, элементы деталей и узлов) и так далее. Использование возможностей ЭВМ позволяет уменьшить количество ошибок (за счёт объективности представления результатов и повышения их точности), ускорить процессы обмена данными при выполнении совместных работ (в том числе и между удалёнными друг от друга подразделениями), обеспечивает возможность повторной обработки значительных объёмов информации при внесении незначительных исходных изменений. Цель применения САПР - совершенствование конструкторской подготовки производства путём использования улучшенных математических алгоритмов, оптимизации процессов проектирования и управления с применением средств современной вычислительной техники. Конструкторское проектирование имеет ряд особенностей: в процессе проектирования происходит формирование информационной модели нового или модернизируемого объекта; обеспечивается поэтапное преобразование исходного описания объекта проектирования в конечном пространстве символов предметной области; процедуры преобразования для сложных объектов являются трудно формализуемыми; процесс проектирования формирует внутреннюю структуру и разрешает внешние связи, являясь частью включающей его системы; поскольку при конструкторском проектировании сложных объектов на различных этапах работ возмож-

но привлечение сторонних групп специалистов, важно обеспечить обмен информацией и согласование проектных решений; с целью обеспечения качественных показателей и эффективности результатов процесс проектирования должен обеспечивать итерационность принятия решений, а сами проектные решения должны быть многовариантными. Наиболее сдерживающим фактором в использовании средств автоматизации проектных работ является слабая оснащённость интеллектуального труда и слабая подготовка высококвалифицированных исполнителей, преимущественно предпенсионного возраста, к работе в новых условиях современных информационных технологий. Эти технологии представляют возможность существенного повышения эффективности процессов проектирования, а средний возраст (по данным статистики) на предприятиях отечественного высокотехнологичного машиностроения - 46 лет, в конструкторских и технологических бюро - 50-52 года. До 90% руководителей среднего звена (начальники отделов и секторов) - именно на этом уровне наиболее удобно вводить новые технологии, - пенсионеры или люди предпенсионного возраста. Учёт структуры проектируемого объекта и методов проектирования и управления производством приводит к возникновению методов объектно-ориентированного программирования. Для целостного и взаимосвязанного представления об информационных технологиях должны существовать классификации объектов, процессов и проектных систем, ведь специфика объектов и процессов существенно зависит от стадии работ.

ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ИЗДЕЛИЙ И БЛОКОВ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

К.В. Дудков, А.В. Кузнецов

Государственный космический научно-производственный центр

им. М.В. Хруничева

В.А. Панченко

"КБхиммаш им. А. М. Исаева" - филиал ФГУП "ГКНПЦ

им. М. В. Хруничева", г. Королев

В настоящее время мы являемся свидетелями революционных изменений в технологии и производстве, в том числе и ракетно-космической отрасли, происходящих в процессе освоения аддитивных технологий, в частности применения, так называемых, 3D-принтеров.

Печать в пластике представляет насущный интерес для конструкторов при разработке, компоновке и изготовлении конструкторских макетов вновь создаваемых сложных изделий, состоящих из большого числа различных агрегатов и узлов, имеющих сложную геометрическую увязку. На сегодняшний день широко освоена и внедрена технология 3D проектирования новых

изделий в различных системах автоматизированного проектирования (САПР), таких как Компас 3D, SolidWorks, NX и другие. Однако, компьютерное моделирование, оставаясь виртуальным, не решает всех проблем и не позволяет обнаружить все ошибки и недочеты при проектировании изделий и их блоков, т. е. сложных сборных систем, состоящих из агрегатов различного назначения и связанных между собой сложной геометрической компоновкой (ярким примером таких систем являются ракетные двигатели и связанные с ними системы). В связи с вышеизложенным отказ от макетов (конструкторских и тем более образцов макетов) является преждевременным.

Технология 3D печати в пластике приходит здесь на помощь, способствуя существенному удешевлению, упрощению и ускорению процесса изготовления конструкторских макетов новых проектируемых изделий.

В КБхиммаш им. А. М. Исаева в рамках работы над новейшим кислородно-водородным разгонным блоком тяжелого класса (РБ КВТК) для тяжелой ракеты "Ангара-5" проводится исследовательская работа возможности применения аддитивной технологии 3D печати пластиковыми материалами для изготовления конструкторского макета бортового источника питания (БИП). БИП предназначен для питания рабочей жидкостью с заданными параметрами (расход, давление, температура) 2-х сервоприводов гидравлической системы электрогидравлических сервоприводов (ГС ЭГС), обеспечивающих отклонение камеры и, следовательно, вектора тяги кислородно-водородного двигателя РД 0146Д в плоскостях тангажа и рыскания для стабилизации РБ КВТК на стадиях запуска, работы на основном (ОР), конечном (КР) режимах и останова маршевого двигателя при условии изменения расхода рабочей жидкости через ГС ЭГС в широком диапазоне значений и постоянства ее давления на входе в ГС ЭГС на всех указанных выше стадиях функционирования двигателя РД0146Д.

На настоящий момент в КБхиммаш завершена сборка экспериментального конструкторского макета, изготовленного с применением технологии 3D печати, в итоге чего можно сделать некоторые выводы. Выполняя те же функции, что и обычный металлический конструкторский макет, такие как проверка собираемости, отработка технологии сборки, поиск ошибок и неточностей в конструкторской документации, прокладка кабелей и др., макет из пластика обходится на порядок дешевле. По предварительным оценкам его стоимость в 10-15 раз меньше, чем стоимость конструкторского макета из металла. При этом нет необходимости привлечения большого количества смежных служб и исполнителей, выполняющих такие работы как: заказ и нарезка металла, проектирование и изготовление штампов, токарные, фрезерные и другие механические операции и т.д. Цепочка исполнителей сокращается до "конструктор - оператор 3D принтера - слесарь сборщик", что в

свою очередь также существенно ускоряет и упрощает процесс изготовления конструкторского макета.

ИЗУЧЕНИЕ ПРОЦЕССОВ ИЗМЕРЕНИЯ ФИЗИЧЕСКИХ ВЕЛИЧИН

А.С. Власкин, В.Д. Костюков, А.И. Островерх,

Д.А. Селиверстов, Г.А. Цырков

***Государственный космический научно-производственный центр
имени М.В. Хруничева***

В условиях глобального экономического кризиса большинство машиностроительных предприятий вынуждено перейти на производство продукции под заказ. При этом критичными становятся сроки и затраты на технологическую подготовку производства. Сократить их возможно путем типизации, унификации и стандартизации элементов конструкции. Так 70% ДСЕ новых изделий (РН семейства "Ангара") заимствованы из находящегося в производстве изделия (РН "Протон"), то есть 70% КД и технологическая документация на них, объём которой в 70 раз больше объёма КД, на новые изделия выполнены в виде бумажных документов. Существование на производстве двух информационных потоков в виде бумажных и электронных документов резко снижает эффективность эксплуатируемых автоматизированных систем. Выходом из этого положения является создание единого электронного обращения КД и ТД с последующей организацией единой корпоративной автоматизированной системы документообеспечения управления. Поэтому направление исследований, позволяющее с системных позиций разработать новый метод формирования технологического состава в виде электронных документов в процессах подготовки производства сложных технических систем в корпоративной информационной среде с применением инструментальных средств, является несомненно актуальным. Предлагаемые универсальные подходы к автоматизации формирования технологического состава на ранних стадиях технологической подготовки производства диктуют новые постановки задач технологического мониторинга, формализации схемы организационно-технического управления производственными процессами, связанные с разработкой адаптивного математического обеспечения, разработкой новых гибких методов конструкторско-технологического анализа, многовариантных подходов к выбору технических решений и их оптимизации. Для решения этих задач выполнены работы по функциональному моделированию бизнес процессов измерения физических величин.

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ПРИ РЕГУЛИРОВАНИИ РАСХОДА ГАЗА

А.Р. Алиев, Е.М. Халатов

КБ «Арматура» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

kba@kc.ru

Система регулирования расхода газа (СРПГ) представляет собой сложную технологическую систему пневмоавтоматики ракетно-космического комплекса, предназначенную для поддержания требуемого темпа заполнения и опорожнения объектов ракетно-космической техники с целью достижения заданного уровня давления в них при пневмоиспытаниях. К системам подобного рода предъявляются высокие требования по обеспечению заданного закона изменения параметров газа в контрольных объемах при их заполнении (опорожнении).

При разработке методов проектирования и анализа таких сложных систем пневмоавтоматики широко используются методы математического моделирования протекающих в них процессов. Используемые при этом математические модели включают термодинамические зависимости, отражающие процессы в полостях и уравнения движения подвижных частей системы. При построении математического описания полостей используются основные законы сохранения термодинамики тела переменной массы, с использованием уравнения состояния идеального газа. Полученный при этом математический аппарат исследования достаточно эффективен, в большинстве случаев хорошо воспроизводит характер протекающих в системе процессов.

Особенностью современных автоматизированных систем регулирования расхода газа, находящихся применение при испытаниях изделий ракетно-космической техники, является широкий диапазон параметров газов, используемых в ходе испытаний (давление до 40 МПа), а также высокая точность поддержания требуемого закона изменения давления при наполнении и опоражнивании рабочих полостей испытываемых изделий. В таких условиях допущение об идеальности газа при построении математических моделей может быть достаточно грубым и приводит к существенным отличиям расчетных характеристик от экспериментальных.

В докладе рассматривается математическое описание автоматизированной системы регулирования расхода газа. Математические модели, отражающие процессы в полостях, получены с использованием уравнения состояния Редлиха-Квонга, как наиболее точно отражающего теплофизические свойства газа. Построена имитационная модель системы и проведено моделирование рабочих процессов, имеющих место при проведении пневмовакuumных испытаний образцов ракетно-космической техники. Анализ полученных результатов и их сравнение с результатами моделирования при использовании идеально-газовых моделей показывает, что использование ре-

ально-газовых моделей при моделировании систем регулирования расхода газа более точно отражает характер протекающих процессов, обеспечивает более высокую эффективность процесса проектирования и исследования таких систем.

ИССЛЕДОВАНИЕ БИЗНЕС ПРОЦЕССОВ ОКОНЧАТЕЛЬНОЙ СБОРКИ

В.Д. Костюков, В.Н. Сычев, А.В. Цырков, А.Л. Коршунов

*Государственный космический научно-производственный центр
им. М.В. Хруничева*

НИИ, КБ и заводы авиационной и ракетно-космической промышленности в предыдущие годы по этапам научных исследований, проектирования, производства, информационной 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 существу, 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). С этой целью проводятся работы по структурно-функциональному моделированию бизнес процессов сборочного производства изделий РКТ.

Сокращение затрат на технологическую подготовку производства за счёт эффективной организации информационного сопровождения организационно-технологических процессов является актуальной задачей производства аэрокосмической техники и технологии, одной из приоритетных государственных и отраслевых программ. Анализ методов и средств автоматизации формирования технологического состава технологическими и планово-экономическими подразделениями, участвующими в работах по запуску изделия в производство, базовых программных и технических средств обеспечения автоматизированных систем предприятий, позволил создать концепцию автоматизации формирования технологического состава в процессах подготовки производства сложных технических систем в едином информационном пространстве организационно-технологических процессов и предложить оригинальные механизмы её реализации в виде модели технологического состава, использующей новый подход к организации процессов формирования, сопровождения и анализа СТС на ранних стадиях подготовки

производства, алгоритма компоновки ТС, отличающегося высокой степенью автоматизации в решении задачи формирования и сопровождения технологического состава, позволяющего консолидировать взаимодействия специалистов различных служб, отвечающих за создание и сопровождение технологических данных на производстве и комплекса типовых процедур управления процессами структурно-параметрического расчета, отличающегося высокой производительностью расчёта модели технологического состава, обеспеченной за счет реализации параллельной информационно-алгоритмической среды. Комплексный подход представления информации о технологических решениях совместно с ПМК структурно-параметрического моделирования может быть использован в качестве информационно-алгоритмической основы конструкторско-технологического проектирования сложных изделий.

**РАЗРАБОТКА МЕТОДОЛОГИИ И УНИВЕРСАЛЬНОГО
ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА АНАЛИЗА ХАРАКТЕРИСТИК
ПНЕВМОАВТОМАТИЧЕСКИХ СИСТЕМ ПРОИЗВОЛЬНОЙ СТРУКТУРЫ**

*Ю.Л. Арзуманов, В.П. Артёмов, Е.М. Халатов, А.Е. Филин
КБ «Арматура» – филиал ФГУП ГННЦ им. М.В. Хруничева*

kba@kc.ru

Пневмоавтоматические агрегаты и системы ракетно-космических комплексов, как правило, представляют собой сложные технические системы. К ним относятся различного вида изделия пневмогидроавтоматики ракет-носителей, пневмогидроприводы, агрегаты стыковки и отвода коммуникаций, системы термостатирования и др. Конструкции таких объектов могут содержать большое количество рабочих полостей и подвижных элементов, включать совокупность различных подсистем – механических, пневматических, гидравлических, электрических.

Эффективное исследование таких систем на этапе проектирования возможно лишь с использованием методов математического моделирования. Построение математического описания функционирования той или иной исследуемой системы, разработка и отладка соответствующего программного обеспечения, получение требуемых для анализа статических и динамических характеристик – все эти процедуры являются весьма сложными, трудоемкими и требуют высокой квалификации исполнителей.

Разработан универсальный программный комплекс, позволяющий выполнять расчеты динамики пневмомеханических систем в процессе анализа их функционирования на основе формального описания объекта и автоматического построения по этому описанию его математической модели. При этом используется принцип получения общей модели объекта

на основе математических моделей «элементарных ячеек» (подсистем), представляющих собой звенья различной физической природы с законченным математическим описанием.

Исследуемые пневмомеханические системы рассматриваются как совокупность механических, термодинамических, гидравлических и электромеханических подсистем соединенных линиями связи. Структура системы задается в списковой форме, содержащей всю необходимую информацию для реализации алгоритмов автоматического составления модели, настройки программы и выполнения счета. Особенностью комплекса является возможность исследования работы системы как в установившемся, так и в переходном режимах, с использованием моделей, отражающих свойства как идеального, так и реального газа (в форме двухконстантного уравнения состояния Редлиха-Квонга), при наличии внешних возмущающих воздействий (ударного и вибрационного типа).

Практическое использование данного комплекса показало его эффективность при решении задач, связанных с проектированием и испытаниями сложных пневмомеханических систем, требующих оперативного анализа их функционирования.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПИЛОТИРУЕМОЙ ТЕМАТИКИ

Ю.О. Бахвалов; И.А. Гурина, В.Д. Костюков; А.В. Цыркв

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

В современной деловой среде актуальность проектного управления как метода организации и управления производством значительно возросла. Это обусловлено объективными тенденциями в глобальной реструктуризации бизнеса. Принцип концентрации производственно-экономического потенциала уступил место принципу сосредоточения на развитии собственного потенциала организации. Крупные производственно-хозяйственные комплексы конгломеративного типа быстро замещаются гибкими сетевыми структурами, среди участников которых доминирует принцип предпочтения использования внешних ресурсов внутренним (outsourcing). Поэтому производственная деятельность всё больше превращается в комплекс работ со сложной структурой используемых ресурсов, сложной организационной топологией, сильной функциональной зависимостью от времени и огромной стоимостью. Объект проектного управления - это особым образом организованный комплекс работ, направленный на решение определённой задачи или достижение определённой цели, выполнение которого ограничено во времени, а также связано с потреблением конкретных финансовых, материальных и

трудовых ресурсов. При этом под "работой" понимается элементарная, неделимая часть данного комплекса действий. Элементарность работы - понятие условное и относительное. То, что нецелесообразно делить в одной системе действий, полезно разукрупнять в другой. Например, если за элемент комплекса работ по сборке автомобиля принимается технологическая операция, то одной из "работ" может считаться установка сборщиком фары. Эта "работа" в данном случае неделима, так как остаются неизменными ее факторы - исполнитель, предмет и объект действия. Но, как только мы начинаем рассматривать исполнение этой работы как отдельную задачу, она сама превращается в комплекс. Однако если задача возникает регулярно, а ее решение превращается в рутинную деятельность, доведенную до автоматизма, то нет никакого особого смысла каждый раз, приступая к ее решению, рассматривать и моделировать ее сложную структуру. Результат известен заранее и время, потраченное на планирование, будет просто потеряно. Поэтому объектом проектного управления является, как правило, комплекс взаимосвязанных работ, направленных на решение некоторой оригинальной задачи. Однако в современной деловой среде, при стремительном развитии техники, технологии и организации производства, при стремительной смене видов и разновидностей товаров и услуг на рынках, появление перед менеджером оригинальных задач стало обычной ситуацией. Если в конце пятидесятых годов, на заре зарождения проектного управления, в качестве объектов такого управления выступали исключительно научно-исследовательские и опытно-конструкторские программы, то в наши дни уже мало кого можно удивить техническими, организационными, экономическими и даже социальными проектами. Уже в самом определении типа проекта заложена характеристика области его приложения. Microsoft Office Project - это система класса Project Management, достаточно широко распространённая и, при этом, относительно простая для конечного пользователя. Эта система является типичным представителем продуктов своего класса и используется во многих компаниях. Выбор данной программы в качестве примера автоматизированной системы управления проектами обусловлен её доступностью для персонального пользования, а так же наличием в составе ПМК СПМ программы-транслятора структурно-параметрической базы данных, полученной при обчёте моделей в среде СПМ, в формат Microsoft Project.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРОИЗВОДСТВА ЗАГОТОВКАМИ**Ю.А. Балясов****КБ «Арматура» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»**kba@kc.ru

В условиях наращивания объемов производства, повышения производительности труда и качества продукции на предприятиях ракетно-космической отрасли остро встает проблема минимизации производственных потерь на всех этапах жизненного цикла продукции, что соответствует принципам бережливого производства. Особую важность представляет оптимизация начальной стадии производственного цикла – обеспечения производства заготовками.

Среди задач, подлежащих решению на этом этапе, можно выделить минимизацию времени оформления и пролеживания документов, снижение запасов металла в кладовых заготовительного участка, исключение временных потерь, связанных с поиском заранее оформленных документов и металла в кладовой, а также обеспечение загрузки оборудования заготовительного участка.

Для достижения поставленных целей предлагается:

- 1) автоматизировать оформление сопроводительного паспорта и требований на получение материала, включая информацию о протоколе исследования, количестве материала и его предполагаемом расходе на изготовление конкретных деталей;
- 2) обеспечить готовность металла на складе для проведения анализа физико-химических свойств (организовать резку образцов на складе);
- 3) автоматизировать процесс получения резолюции от контролера ОТК и, при необходимости, согласования замены с конструктором или технологом;
- 4) автоматизировать процесс создания заявки с предложенными сроками получения (в соответствии с планом и полной загрузкой заготовительного участка) и ее подтверждение (корректировку) работником склада;
- 5) обеспечить подбор материалов к согласованным срокам;
- 6) автоматизировать передачу заготовок в механический цех по электронным рапортам.

В результате предложенных мероприятий планируется достичь организация работы «с колес» без промежуточного склада на заготовительном участке.

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ БОРТОВЫХ И НАЗЕМНЫХ КАБЕЛЬНЫХ СЕТЕЙ
ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

*Ю.О. Бахвалов, В.Д. Костюков, А.А. Меркелов,
В.Н. Сычев, А.А. Хомутов, А.В. Цырков*

*Государственный космический научно-производственный центр
им. М.В. Хруничева*

Принцип интерактивного подхода является дальнейшим развитием принципа внедрения информационных технологий, связанного с параллельной работой разных групп специалистов над одним проектом. Однако внедрение его в практику создания новых образцов кабельных сетей пилотируемых космических аппаратов на отечественных предприятиях ещё только начинается. Стандартизации и унификация - известная методология повышения эффективности производства и качества продукции. Чем выше уровень стандартизации и унификации, тем выше эффективность производства. При широком внедрении на предприятии информационных технологий благодаря высокому уровню стандартизации и унификации их количество по закону диалектики переходит в качество, позволяя резко повысить не только эффективность производства, но и качество продукции. Применение данного принципа позволяет автоматизировать процессы проектирования, технологической подготовки производства и производства бортовых и наземных кабельных сетей (БКС и НКС). В результате внедрения данного принципа стандартизированные элементы конструкции БКС и НКС изготавливаются по стандартизированным технологическим процессам. При высоком уровне стандартизации и унификации наличие на предприятии единого информационного пространства и технологического оборудования с ЧПУ позволяет оптимизировать процессы производства. При поступлении заказа на известную конструкцию (БКС и НКС), с помощью ЭВМ вызывается из базы данных технологический паспорт изделия, разработанный на основе имеющихся в базе отработанных технологических процессов, в которых уже содержится информация о последовательности, сроках и режимах изготовления. Необходимые уже готовые управляющие программы вызываются на станки и/или другое автоматизированное технологическое оборудование, и производится автоматическое изготовление деталей. При этом достигаются следующие положительные результаты: снижение влияния "человеческого фактора"; с высокой точностью рассчитываются сроки и затраты на изготовление; значительно снижается потребность в персонале (плановики, диспетчеры, комплектовщики, кладовщики, контролёры, экономисты и так далее); значительно повышается производительность труда и снижаются трудоёмкость и себестоимость продукции.

**ВЫБОР МЕТОДА, ТЕХНОЛОГИИ И ОБОРУДОВАНИЯ
ДЛЯ НАНЕСЕНИЯ ВЫСОКОКАЧЕСТВЕННЫХ ХРОМОЗАМЕЩАЮЩИХ
ПОКРЫТИЙ**

Л.В. Дербенев, В.А. Коростин

КБ «Арматура» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

oqt.kba@yandex.ru

Антифрикционные износостойкие покрытия широко применяются в ракетно-космической технике в механизмах гидро- и пневмоавтоматики, например, на гидротолкателях и штоках пневмо- и гидроприводов, в том числе, на штоках электрогидросервоприводов изделия «Ангара». Традиционно для этих целей используется хромовое гальваническое покрытие с последующим алмазным выглаживанием. Существующая технология характеризуется значительной трудоемкостью, экологической неблагонадежностью, не всегда обеспечивает необходимую пористость покрытия, что ведет к невыполнению требований герметичности. Таким образом, актуальной является задача поиска альтернативного антифрикционного износостойкого хромозамещающего покрытия, оптимальной технологии его нанесения и выбора современного оборудования для ее реализации.

В ходе выполнения работ по поиску альтернативных покрытий в КБ «Арматура» был проведен анализ современного отечественного и зарубежного оборудования по нанесению антифрикционных покрытий. Среди отечественных производителей оборудования были выбраны следующие организации: ООО «НПО «Наноплазма» (г. Санкт-Петербург) и НПФ «Элан-Практик» (г. Дзержинск Нижегородской области).

Покрытие НПФ «Элан-Практик» и покрытие, нанесенное методом финишного плазменного упрочнения в ООО «НПО «Наноплазма» на имитаторы детали 14Ф11-5120-91 шток, испытывались в лаборатории функциональных поверхностей НИТУ «МИСИС», г. Москва. Металлсодержащее покрытие алмазного углерода AlSiTiN+DLCns толщиной 2,5...3,5 мкм, нанесенное методом магнетронного распыления на установке QUADRA 900, использующей несбалансированную магнетронную распылительную систему, в НПФ «Элан-Практик», отличается высокой твердостью (1000 HV) и низким коэффициентом трения (0,03). Имитатор детали 14Ф11-5120-91 шток с покрытием AlSiTiN+DLCns толщиной 2,5...3,5 мкм, нанесенным методом магнетронного распыления в НПФ «Элан-Практик», успешно прошел испытания на герметичность в КБ «Арматура», что подтверждено актом испытаний. Также покрытие AlSiTiN+DLCns было применено на двух штоках ТО-1А-5120-0.120.02. Один из штоков с покрытием успешно отработал в составе стенда для проведения статических и динамических испытаний электрогидросервоприводов на испытательной станции КБ «Арматура» более 10 часов.

Анализ современного отечественного и зарубежного опыта по нанесению антифрикционных покрытий показал, что оборудование НПФ «Элан-Практик» (г. Дзержинск) и технология нанесения покрытий выгодно отличаются сравнительно низкими затратами на организацию промышленного участка, стоимостью оборудования, высокой производительностью, возможностью перепокрывать и выполнения работ по кооперации.

АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ МОНИТОРИНГ СОСТОЯНИЯ СЛОЖНЫХ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ НА ПРОТЯЖЕНИИ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА

А.Д. Каширин
ФГУП ЦНИИмаш

kad.strela@yandex.ru

Изделия ракетно-космической техники (РКТ), в частности средства выведения (СВ) и космические аппараты (КА), являются сложными и дорогими техническими системами, отказ которых может иметь чрезвычайно тяжелые последствия. Отказы, приводящие к аварии СВ (критичные отказы), могут быть предотвращены до момента старта. В этом смысле наиболее важен этап подготовки СВ на техническом и стартовом комплексах (ТК и СК) космодрома, как завершающий этап подготовки изделия к запуску, после которого идут необратимые процессы функционирования СВ.

Необходимым условием парирования критичных отказов является их своевременная идентификация (обнаружение). В связи с этим актуальной является задача достоверной оценки (мониторинга) технического состояния (ТС) изделия РКТ до принятия решения о пуске.

Мониторинг состояния изделия должен осуществляться на всех стадиях жизненного цикла конкретного СВ, начиная с этапа производства на заводе-изготовителе, так как большая часть критичных отказов СВ носит производственный характер. Кроме того, необходимо отслеживать также внешние условия, которые могут впоследствии инициировать критичные отказы.

Для того, чтобы в максимальной степени исключить субъективную составляющую оценки ТС СВ необходимо стремиться к наибольшей степени автоматизации системы мониторинга изделий РКТ.

Варианты реализации системы мониторинга ТС изделий РКТ могут быть различными, например для определенного изделия составляется перечень возможных критичных отказов, для каждого из которых формируется совокупность характерных признаков (индикаторов). ТС изделия РКТ также может оцениваться по совокупности параметров, лежащих в пределах или вне пределов допусков на них.

Система мониторинга ТС изделий РКТ должна включать в себя базовую унифицированную часть, применимую к различным типам СВ, и специализированную часть, отвечающую за оценку ТС конкретного типа СВ.

ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКАЯ МАРКИРОВКА – ТЕХНОЛОГИЯ МИРОВОГО УРОВНЯ

К.М. Логинов, А.В. Волгин

КБ «Арматура» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

ogt.kba@yandex.ru

Проблема маркировки деталей, в последнее время, значительно усложнилась в связи с широким применением в промышленности и, в частности в КБ «Арматура» и РКЗ, металлов и сплавов высокой прочности и твердости, а также труднодоступности маркируемых поверхностей. В данный момент в КБ «Арматура» и РКЗ нанесение буквенно-цифровых строк на металлическую поверхность осуществляется по устаревшим технологиям ручной гравировки или гравировке на станке с пантографом. По сравнению с другими методами обработки металлов электрохимический способ обладает определенными преимуществами: он дает возможность обрабатывать любые металлы и сплавы, независимо от их химического состава и структурного состояния, инструмент–катод при этом не изнашивается, а обработка не влечет за собой изменение структуры металла, а также деформации. Электрохимическая маркировка наиболее надежна, так как не создает концентраторов напряжения, она легко автоматизируется, отличается высокой производительностью и четкостью изображения, не требует изготовления специальной трудоемкой оснастки. Электрохимическая маркировка, которая была произведена в 2010 году по заказу РКЗ на твердосплавном инструменте, была проведена на самостоятельно изготовленном оборудовании. При маркировке используют постоянный ток 3–15 В, с силой тока до 6 А. Время маркировки одной детали составляет не более 1,5–2 секунд. Еще одно преимущество электрохимического маркирования заключается в том, что глубина клеймения составляет 0,005–0,8 мкм, что очень важно при изготовлении точных и тонкостенных деталей любой твердости. Электрохимическое маркирование внедрено в КБ «Арматура» в процессе клеймения твердосплавного инструмента РКЗ в 2010 году (более 500 штук). При электрохимическом методе маркирования четкость и читаемость изображения улучшилась, а твердость, и стойкость инструмента не изменились. Создана таблица параметров электрохимического маркирования деталей и сборочных единиц, и нанесена опытная маркировка на изделия, фитинги и трубопроводы.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ПЛАСТИЧЕСКОЙ ДЕФОРМАЦИИ МЕТАЛЛА
НА ЭТАПЕ ОСАДКИ ПРИ КОНТАКТНО-СТЫКОВОЙ СВАРКЕ ПРЕССОВАННЫХ
ПРОФИЛЕЙ БОЛЬШОГО СЕЧЕНИЯ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ**

П.Ю. Вуколов, Г.А. Меньшиков

*Государственный космический научно-производственный
центр им. М.В. Хруничева*

При производстве силовых шпангоутов летательных аппаратов применяется стыковая контактная сварка оплавлением (Ксо) прессованных профилей из алюминиевых сплавов.

Качество сварных соединений, выполненных Ксо определяется с одной стороны состоянием торцовых поверхностей, полученных на конечной стадии оплавления, а с другой стороны условиями направленной пластической деформации металла на этапе осадки. С целью разрушения и удаления оксидных плёнок из сварного шва применяют специальные формирующие ножи, позволяющие создать всестороннее объёмное сжатие и преимущественное истечение поверхностных слоёв металла из зоны контакта свариваемых деталей.

Условия направленной пластической деформации зависят от геометрии формирующих ножей (толщины и угла кромки ножа, величины местной деформации кромки). Оценка влияния геометрии формирующих ножей на формирование соединения была проведена при помощи математического моделирования в специализированных программах обработки металлов давлением (ОМД).

При математическом моделировании принимались следующие допущения: материал свариваемых заготовок изотропный, теплообмена с окружающей средой нет (вследствие малой длительности процесса), поверхность оплавленных поверхностей ровная, коэффициенты трения постоянные.

В результате математического моделирования показано, что наибольшее влияние на условия направленной пластической деформации оказывают: величина местной деформации кромки и расстояние между кромками формирующих ножей после осадки.

Таким образом, рекомендовано для производства кольцевых заготовок силовых шпангоутов ограничить деформацию кромок ножей не более 2 мм, а расстояние между кромками ножей после осадки снизить на 50% (до 5мм).

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ

Ю.М. Тимофеев, Е.М. Халатов, Е.В. Гогин

КБ «Арматура» - филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

kba@kc.ru

В электрогидравлических сервоприводах (ЭГС) рулевого тракта ракет космического назначения и разгонных блоков в качестве первичного преобразователя электрического сигнала применяются поляризованные электро-механические преобразователи (ЭМП) мостового типа.

При имитационном моделировании указанных ЭГС обычно используются упрощенные цифровые математические модели ЭМП, зачастую не учитывающие динамические процессы в преобразователе. Использование подобных моделей требует расчетного или экспериментального обоснования, показывающего, во-первых, что динамические характеристики ЭМП не оказывают существенного влияния на динамику ЭГС, и, во-вторых, что статические и динамические характеристики ЭМП имеют несущественный разброс, который может быть вызван технологией изготовления и настройки. С целью исследования разброса характеристик ЭМП, а также для уточнения его существующих моделей, было проведено численное исследование характеристик ЭМП ЭГС разгонного блока «Бриз-М».

При исследовании ЭМП был условно разделен на две взаимосвязанные подсистемы – электромагнитную и механическую, для каждой из которых численный эксперимент проводился отдельно. В качестве инструментов исследования были использованы программные комплексы, реализующие метод конечных элементов.

Целью исследования электромагнитной подсистемы являлось определение зависимостей электромагнитного момента, коэффициента противоЭДС и индуктивности обмотки от тока в обмотке, угла поворота якоря, величины начального рабочего зазора и остаточной индукции постоянных магнитов. Целью исследования механической подсистемы являлось определение положения условного центра вращения системы «якорь-заслонка», размеров плеч приложения сил к этой системе и жесткости трубки-подвеса якоря с учетом имеющегося технологического разброса размеров деталей.

В докладе рассматриваются вопросы постановки численных экспериментов и приводятся результаты анализа и систематизации полученных данных.

МЕТОДИКА ВЫБОРА ОПТИМАЛЬНОГО РЕЖИМА РАБОТЫ СЕТЧАТОГО НАГРЕВАТЕЛЯ

К.И. Мамедова

Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева

Доклад посвящен задаче выбора энергетического режима работы сетчатых нагревателей, используемых для имитации внешних тепловых нагрузок на элементы наружной поверхности космического аппарата.

Излагается новый методический подход и алгоритм решения задачи выбора энергетического режима работы сетчатых нагревателей.

Этот подход сопоставляется с известным по точности, простоте реализации и скорости решения задачи. Выявлены преимущества нового подхода.

Методический подход реализован на ПЭВМ в виде Фортран – программы расчета распределения плотности потока излучения, падающего от сетчатого излучателя на элементы непрерывных поверхностей различной формы.

УСТРОЙСТВО ДЛЯ СНИЖЕНИЯ НАГРУЗОК ПЕРЕДАВАЕМЫХ НА БОРТ РН ОТ МЕХАНИЗМА ОТВОДА КОММУНИКАЦИЙ

Ю.Л. Арзуманов, В.Н. Воробей, А.В. Поддерёгин

КБ «Арматура» - филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

kba@kc.ru

Современные условия развития космической техники требуют модернизации, а также создания новых ракетно-космических комплексов. По этой причине количество технологических систем, обеспечивающих предстартовую подготовку и пуск ракеты-носителя (РН) возрастает. Появляется необходимость в разработке новых устройств для стыковки наземных питающих коммуникаций, в частности автоматических механизмов стыковки (АМС).

На борт РН в процессе автоматической стыковки и расстыковки действуют нагрузки, возникающие по целому ряду причин. Запасы прочности корпуса РН и его деталей ограничен рядом факторов, и всякое превышение действующей нагрузки над заданной недопустимо. В связи с этим остро стоит необходимость решения вопроса по снижению нагрузок, передаваемых от АМС на борт РН.

В статье рассматривается, устройство, позволившее значительно снизить эти нагрузки. Описывается его конструкция, а также метод расчета его параметров.

Принцип действия предлагаемого устройства заключается в том, что стыкуемый с РН патрубок с коммуникациями связан через жесткие тяги с переходной рамой. При этом переходная рама шарнирно (одним центральным

сферическим шарниром) соединена с кронштейном каретки механизма. Дополнительно переходная рама упруго связана с кронштейном каретки пружинами.

При взаимных линейных и угловых смещениях отводимого патрубка и бортовой платы разъёмных соединений РН в противоположащих тягах механизма уравнивания патрубка возникают усилия только одного знака, а передаваемые от этих сил моменты относительно центральных осей будут разного знака, тем самым компенсируя друг друга.

Таким образом, решается задача значительного снижения нагрузок на бортовую плату РН при стыковке, и особенно при подготовке к отводу коммуникаций. На предлагаемое решение получено авторское свидетельство.

МАГНИТНО-ИМПУЛЬСНАЯ КАЛИБРОВКА

Н.А. Карандашев, М.В. Кутырев

*Государственный космический научно-производственный центр
имени М.В. Хруничева*

Силовое воздействие импульсного магнитного поля (ИМП) применялось академиком П.Л. Капицей для физических исследований еще в 20-х годах прошлого века. Именно он предсказал, что в недалеком будущем ИМП найдет применение в промышленной технологии, что подтвердилось уже через три десятка лет. Технология с применением ИМП начала стремительно развиваться в ведущих странах мира.

В нашей стране её стали использовать с 60-х годов прошлого века. Первая магнитно-импульсная установка (МИУ) появилась в 1961 году.

Развитие этой технологии началась с магнитно-импульсной штамповки (МИШ), затем была освоена магнитно-импульсная сварка (МИС). В 70-х годах двадцатого века российскими учеными был открыт эффект электропластичности. Было выяснено, что ИМП проникает в глубину металла, воздействуя на структуру материала на молекулярном и атомарном уровне. Эта особенность ИМП успешно используется при калибровке труб, патрубков, обечаек днищ и оболочек. При этом ИМП не только придает деталям правильную форму с обеспечением размера по допуску, но и устраняет напряжения, вызывающие деформационные искажения, вызванные в процессе сворачивания в цилиндр листовой заготовки в трехвалке, с последующей сваркой продольных кромок.

В ГКНПЦ им. М.В. Хруничева в настоящее время магнитно-импульсная обработка материалов (МИОМ) производится в двух цехах: 52 и 59. В цехе 52 освоены калибровочные операции (трубы, патрубки и воздухозаборники). В цехе 59 методом МИОМ освоен способ получения облегченных корпусов электросоединителей (ОКЭ) к разъёмам кабелей бортовой кабельной сети, которые по сравнению со штатным в среднем легче в 20 раз (в зависимости

от типоразмера). Корпуса ОКЭ представляют собой тонкостенную оболочку сложной формы из алюминиевой фольги толщиной 0,15 мм. Эта работа проводится совместно с отделом 343 КБ, занимающимся разработкой кабельных сетей в изделиях.

При изготовлении ОКЭ был освоен новый вид магнитно-импульсной сварки, позволяющей сварить внахлест тонкие и сверхтонкие материалы при потреблении сверх малой энергии.

Но самый серьёзный результат, который был достигнут в этих работах - это разработка и освоение высокоэффективных индукторов (основной инструмент МИОМ). Их эффективность оказалась в 20 раз выше по сравнению с аналогичными индукторами у нас в стране и за рубежом. Это в свою очередь позволило использовать малогабаритные настольные установки.

Такие конструктивные и технологические решения по изготовлению высокоэффективной индукторной оснастки позволяют, в свою очередь, решать глобальные задачи, а именно - применять МИОМ в космосе. Эта задача уже теперь приобретает актуальность в свете планов развития орбитальной космонавтики и колонизации планет солнечной системы.

ИНФОРМАЦИОННОЕ СОПРОВОЖДЕНИЕ ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКИХ СЕРВОПРИВОДОВ НА ЭТАПЕ СБОРКИ И ИСПЫТАНИЙ

И.Ю. Зараменский, А.В. Медведев

*КБ «Арматура» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»
zaraigor@yandex.ru, mavrich@mail.ru*

В ходе изготовления электрогидравлических сервоприводов (ЭГС) систем управления полетом ракет отдельные детали и сборочные единицы (ДСЕ) подвергаются испытаниям. Обычно результаты испытаний заносят в технологический паспорт, по ним судят о годности узла, используют для подбора ДСЕ в комплекты, обеспечивающие при сборке симметричность той или иной характеристики привода.

Установлено, что по результатам испытаний отдельных узлов, до сборки ЭГС, возможно спрогнозировать характеристики собираемого изделия. В этом случае целесообразно организовать хранение результатов испытаний ДСЕ в «электронном виде», в базе данных, тогда подбор деталей в сборочные комплекты может осуществляться с помощью автоматизированной системы управления (АСУ) по алгоритму, обеспечивающему сборку максимального количества изделий с требуемыми характеристиками из изготовленных на данный момент ДСЕ. До начала сборки в автоматическом режиме может быть сформирован состав сборочных комплектов для сборки партии изделий, перечень требуемых регулировок и математическая модель каждого ЭГС.

Указанный подход к производству позволяет организовать информационное сопровождение ЭГС на этапе сборки и испытаний. Хранение результатов испытаний в базе данных позволяет оперативно получать информацию о ходе изготовления приводов, отслеживать изменение характеристик изготавливаемых ДСЕ и ЭГС во времени, снабжает конструктора обширными данными о характеристиках изготавливаемых изделий, закладывая основу для последующей модернизации изделий. Формирование требований к регулировке до сборки ЭГС позволяет ускорить изготовление, исключив итерации при выполнении регулировок и последующих испытаний, а с помощью математической модели отдельного ЭГС, при необходимости, можно исследовать влияние регулировок на характеристики собираемого привода и уточнить параметры регулировок до их выполнения на образце.

В настоящее время описанная выше АСУ комплектацией ЭГС проходит отработку в КБ «Арматура».

ОЧИСТКА СТЕКЛОШАРИКАМИ НА УСТАНОВКЕ NORBLAST

А.А. Киселёв, А.В. Волгин

КБ «Арматура» - филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

kba@kc.ru

Современные условия производства продукции машиностроения предъявляют к струйной обработке поверхностей изделий все более жесткие требования. Это касается скорости обработки, качества и экономической целесообразности. Обработка стеклошариками идеально подходит для многократно повторяемого процесса очистки, так как отличается от других способов рядом преимуществ:

- небольшим расходом абразивного материала;
- высокой производительностью;
- скоростью, чистотой, экономичностью процесса;
- небольшим объемом абразивного материала для транспортировки;
- малым количеством отхода;
- сохранением заданного допустимого отклонения.

В 2013г. КБ «Арматура» была приобретена и внедрена дробеструйная кабина SD9 производства итальянской фирмы «Norblast». Данная установка предназначена для очистки поверхностей деталей под лакокрасочные и гальванические покрытия, удаления грата после лазерной резки, подготовки поверхностей деталей под твердые смазочные покрытия, удаления нагара после термообработки и других целей. С июля 2013 г. на установке SD9 были проведены различные работы: очистка и осветление стеклянными шариками деталей с гальваническими покрытиями и деталей после термической обра-

ботки, проведена подготовка поверхностей деталей под нанесение твердых смазочных покрытий. Детали приняты ОТК, качество обработки удовлетворительное. С целью удаления грата после лазерной резки была проведена дробеструйная очистка опытной партии стаканов в количестве 6 шт. и серийных партий стаканов в количестве 73 шт. стеклянными шариками зернистостью F13 при различном давлении сжатого воздуха.

Проведенные работы позволяют сделать вывод, что результаты очистки деталей от грата зависят от режимов лазерной резки. При незначительном налете грата он удаляется за 2 минуты. С увеличением грата, удаление его затрудняется, или грат удаляется частично.

При работе со стеклянными шариками, проводится подбор оптимальных фракций шариков в зависимости от вида подготовки и обработки поверхностей деталей, их конфигурации и размеров, а также по подбору оптимальных режимов очистки и режимов лазерной резки с целью уменьшения образования грата.

ФОРМИРОВАНИЕ ВНУТРЕННЕЙ РЕЗЬБЫ ПОСРЕДСТВОМ ТЕХНОЛОГИИ ТЕРМИЧЕСКОГО СВЕРЛЕНИЯ

А.П. Кузнецов

КБ «Арматура» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

ogt.kba@yandex.ru, ksandr@gmail.com

Термическое сверление может применяться в металлообрабатывающей промышленности, а также везде, где используется и обрабатывается листовая металл.

Технология заключается в следующем. Тепловая энергия, возникающая от трения на высокой скорости вращения, и давление деформируют тонкий материал, и за несколько секунд образуется аккуратное отверстие по типу втулки. Длина сформованной втулки может в три раза превышать толщину материала.

Рассмотренные сверла для термического сверления носят торговую марку Flowdrill, принадлежащую одноимённой голландской компании. Это отшлифованные инструменты конической формы из высокопрочного карбида вольфрама.

Минимальная толщина обрабатываемого материала составляет 0,5 мм при условии использования подходящей подложки. Максимальная толщина составляет 12 мм.

Технология термического сверления может быть использована со всеми материалами, поддающимися деформации, может использоваться в станках с электродвигателем мощностью от 1,5 до 3,5 кВт и частотой оборотов от 1000 до 3500 об/мин. Широко используется в автомобильной промышленно-

сти, газоотопительных системах, производстве металлической мебели, освещении, домашнем хозяйстве и т.д. В КБ «Арматура» может применяться при сборке шкафов для систем газоснабжения.

Метчик Flowtar, используемый совместно со сверлом Flowdrill, создает резьбу посредством накатки. Он оказывает давление на стенки втулки, по принципу холодного формования без образования стружки. В результате происходит формирование прочной резьбы. Достоинства:

- экономия времени;
- минимизация процента брака в связи с сокращением количества этапов производственного цикла;
- экономия энергии и безвредность для экологии.

С точки зрения времени и затрат этот способ может являться реальной альтернативой запрессовке, заклепкам и прочим способам формирования резьбы.

РАЗВИТИЕ ТЕХНОЛОГИЙ ПРОМЫВКИ ДЕТАЛЕЙ И СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ ИЗДЕЛИЙ ПГС, ЭГС, БРС ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТРЕБОВАНИЙ ПРОМЫШЛЕННОЙ ЧИСТОТЫ

О.А. Кузьмина

КБ «Арматура» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

ogt.kba@yandex.ru

В КБ «Арматура» производятся изделия пневмогидросистем (ПГС), электрогидросистем (ЭГС), а так же блоки разъемных соединений (БРС). Конструкции этих изделий насыщены сложно профилированными деталями, которые имеют большое количество длинных узких каналов, пересекающихся, труднодоступных для промывки полостей. Вместе с тем, к данным изделиям предъявляются повышенные требования по чистоте.

Преобразование технологии чистоты предприятия было вызвано необходимостью обеспечения высокого уровня чистоты поверхностей ДСЕ требуемой КД, а так же необходимостью реализации недостающих способов промывки требуемых ОСТ 92-4301-86.

Для решения вышеуказанных задач КБ «Арматура» было приобретено новое оборудование, включающее в себя:

- установку межоперационной промывки водными растворами серии «Деталан»;
- установку обезжиривания и окончательной промывки деталей в хладоне 113;
- установку подготовки, хранения и подачи растворителя.

В состав установки промывки водными растворами входят: емкости для приготовления и хранения моющих растворов, емкости для хранения и

нагрева дистиллированной воды, аквадистиллятор, ванны для замачивания, промывки и ополаскивания деталей и сборочных единиц.

Установка обезжиривания и окончательной промывки включает в себя: емкости для хранения чистого и использованного растворителя, моечную камеру, систему фильтров, а так же элементы регенерации использованного растворителя.

Установка подготовки, хранения и подачи готового растворителя включает в себя: испаритель с системой нагрева, ректификационную колонну, конденсатор, емкости для чистого растворителя, емкость для перегоняемого растворителя.

Управление работой установок осуществляется в автоматическом режиме с помощью соответствующих пультов управления.

Немаловажными факторами эксплуатации установок по промывке в хладоне и подготовки хладона является то, что они работают по замкнутому циклу (герметичны в работе) и имеют в своем составе элементы регенерации растворителя. Это исключает попадание растворителя в окружающую среду и позволяет: уменьшить воздействие растворителя на окружающую среду и здоровье персонала, увеличить срок службы растворителя до окончательного слива и утилизации.

В настоящее время в КБ «Арматура» осуществляется отработка режимов промывки различных типов деталей и сборочных единиц, а также разрабатываются приспособления для прокачки внутренних полостей различных деталей.

РАЗВИТИЕ ТЕХНОЛОГИИ ГИДРОШТАМПОВКИ ТОНКОСТЕННЫХ УГОЛЬНИКОВ, ТРУБЧАТЫХ «БИМЕТАЛЛИЧЕСКИХ» ПЕРЕХОДНИКОВ, МНОГОСЛОЙНЫХ ТРОЙНИКОВ И КРЕСТОВИН НА УСТАНОВКЕ УФТК-50

Д.А. Недолилко, А.В. Волгин

КБ «Арматура» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

ogt.kba@yandex.ru

Одним из прогрессивных направлений в КБ «Арматура» является процесс изготовления соединительных деталей трубопроводов, таких как тройники, крестовины и угольники путем гидроштамповки трубных заготовок из стали 12X18H10T с наружным диаметром от 6 до 45 мм и толщиной стенки от 0,8 до 3 мм. Технические характеристики имеющихся установок и существующие технологические решения не позволяли штамповать трубу с наружным диаметром более 50 мм и толщиной стенки более 3 мм. В процессе развития гидроштамповки на имеющемся оборудовании были найдены новые технологические решения, которые позволили изготовить целый ряд новых деталей. В 2008 г. на предприятии изготовили двухслойный тройник «45×6» из

стали 12Х18Н10Т. Тройник состоит из двух оболочек, внешняя изготовлена из трубы 45×2,5, внутренняя из трубы 38×3. Деталь не удалось разрушить внутренним гидравлическим давлением 1180 кгс/см². В 2014 году был изготовлен опытный угольник из трубы 53×1,5-12Х18Н10Т с внутренним радиусом гибки 8 мм. Трудоёмкость изготовления была снижена в 25 раз, расход электроэнергии на изготовление в 130 раз по сравнению с аналогичной деталью, изготовленной путём механической обработки из поковки. В настоящее время ведутся совместные работы с РКЗ по изготовлению в КБ «Арматура» подобных деталей из труб 53×1; 50×1; 42×1 для изделий по космической тематике. Еще одним примером эффективности гидроштамповки является трубчатый «биметаллический» переходник, изготовленный на предприятии в 2013 г. Деталь позволяет соединять между собой трубы из стали 12Х18Н10Т и сплава АМгб. Из существующих способов изготовления подобных деталей, его выделяет простота изготовления и достаточная герметичность. Деталь прошла испытания на прочность и герметичность внутренним гидравлическим и пневматическим давлением 60 кгс/см².

АВТОМАТИЗАЦИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРОВЕРОК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

О.И. Хорошев, А.Н. Слепухин

КБ «Арматура» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

kba@kc.ru

Современное оборудование космических аппаратов – это сложные и дорогостоящие технические системы с множеством параметров, проверка которых, как правило, представляет собой трудоёмкий процесс. Основными тенденциями технического развития в данной области являются автоматизация, компьютерный контроль и управление параметрами процессов.

В статье рассматривается автоматизация электрических проверок космического аппарата на примере разработки контрольно-проверочной аппаратуры системы телеметрического контроля космического аппарата КПА СТК-01, предназначенной для коммутации цепей питания, управления и контроля состояния бортового измерительного комплекса при проведении наземных испытаний и пуске космического аппарата.

Исходя из того, что существующая аппаратура устарела, эксплуатируется за пределами срока эксплуатации, неремонтопригодна, было принято решение разработать новую контрольно-проверочную аппаратуру системы телеметрического контроля космического аппарата КПА СТК-01.

В состав КПА СТК-01 входит:

- устройство сопряжения с объектом;
- рабочая станция;
- технологическая ПЭВМ на базе переносного ПК;

- разработанное программное обеспечение автоматизированной системы управления;
 - комплект запасных частей и принадлежностей.
- КПА СТК-01 обеспечивает выполнение следующих функций:
- коммутация цепей питания;
 - управление бортовым измерительным комплексом;
 - контроль состояния бортового измерительного комплекса.

Комплекс функционирует в режимах:

- «Подготовка к работе»;
- «Работа с изделием (по командам оператора)».

В ходе проектирования выполнена разработка автоматизированной системы управления КПА СТК-01 с использованием SCADA системы - интегрированной среды разработки Trace Mode 6.

Разработан полный комплект конструкторской документации, изготовлены и успешно прошли испытания три образца аппаратуры КПА СТК-01.

В ходе разработки был предложен уникальный способ проверки сопротивления изоляции цепей относительно корпуса, на который получен патент № 2503963 от 10.01.2014 г.

ОПЫТ СОЗДАНИЯ ОБЛЕГЧЕННЫХ ОБОЛОЧЕК ПОВЫШЕННОЙ ЖЕСТКОСТИ

В.Т. Потапов, П.В. Рябчиков, К.В. Тесла

***Государственный космический научно-производственный
центр им. М.В. Хруничева***

Была поставлена задача создания макета облегченной тонкостенной оболочки, имеющей повышенную жесткость. В качестве средств решения данной задачи был выбран ряд современных технологий: метод ротационного выдавливания, метод 3D прототипирования, метод магнитно-импульсного формообразования.

С учетом технических возможностей имеющегося в распоряжении технологического оборудования были разработаны чертежи макетов цилиндрической и сферической оболочек. Дальнейшая работа проводилась в несколько этапов.

На первом этапе были разработаны технологические процессы для поэтапного изготовления макетов оболочек, разработаны чертежи технологической оснастки. На втором этапе была изготовлена оснастка для ротационной вытяжки цилиндрической и сферической оболочек на специализированном станке. На третьем этапе была осуществлена ротационная вытяжка цилиндрической и сферической оболочек из алюминиевого сплава АД1. В качестве исходной заготовки использовался лист толщиной

1 мм. Итоговая толщина оболочки 0,15 мм. Габаритные размеры оболочек $D=130$ мм, $H=150$ мм. Эти размеры обусловлены рабочими размерами камеры 3D принтера. Процесс ротационного выдавливания осуществлялся для цилиндрической оболочки за три перехода, для сферической оболочки - за два перехода. После каждого промежуточного перехода проводился отжиг полуфабрикатов. Параллельно с процессом ротационной вытяжки цилиндрической и сферической оболочек были разработаны 3D модели специальных сетчатых каркасов для цилиндрической и сферической оболочек и осуществлен процесс выращивания этих каркасов из пластмассы на 3D принтере. На четвертом этапе была изготовлена оснастка для магнитно-импульсного формообразования цилиндрической и сферической оболочек.

На заключительном этапе был осуществлен процесс сборки цилиндрической и сферической оболочек и выращенных под эти оболочки каркасов из пластмассы. Для этого на наружную поверхность цилиндрической и сферических оболочек были установлены соответственно цилиндрический и сферические каркасы. Снаружи установленные на поверхность оболочек сетчатые каркасы с натягом обматываются скотчем из полиимидной пленки. Натяг обеспечивает определенную степень обжатия пластмассового каркаса. Далее, во внутреннюю полость полученной таким образом сборки были установлены индукторы, выводы которых были подключены к источнику импульсного электрического тока. Проходящий по индуктору импульс электрического тока, оказывая импульсное воздействие магнитного поля на стенку оболочки, деформирует ее так, что материал стенки оболочки заполняет все межреберные полости каркаса, образуя ребра жесткости.

Полученные таким образом металлокомпозитные оболочечные конструкции обладают повышенной жесткостью, и при этом, сохраняют минимальный собственный вес. Сами по себе металлические оболочки, прошедшие описанную выше обработку, приобретают свойства, позволяющие полезно использовать их и без сетчатого каркаса.

**ИННОВАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ХРАНЕНИЯ ДАННЫХ О ТЕХНИЧЕСКИХ
ХАРАКТЕРИСТИКАХ И ФИНАНСОВО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРАХ
ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИХ
ИНФОРМАЦИОННОЙ БЕЗОПАСНОСТИ НА БАЗЕ СТЕГОРЕПОЗИТОРИЕВ**

Л.С. Раткин

*ООО «АРГМ», Национальный исследовательский центр «Курчатовский
институт»*

rathkeen@bk.ru

Для повышения степени информационной безопасности автором разработаны инновационные технологии хранения данных о технических характеристиках и финансово-экономических параметрах изделий ракетно-космической техники на базе стегорепозиторий, являющихся репозиториями для стеганографических методов. В докладе подробно представлена технология, согласно которой хранение информации о способах и методах доступа к разным данным (в т.ч., скрытым в стеганографических контейнерах) производится с помощью разработанной структуры, в которой каждому сообщению присваивается индивидуальный номер, номер байта сообщения, номер бита в байте сообщения, названия файла – стеганографического контейнера с указанием его полного адреса местонахождения в операционной системе, адрес байта в стегоконтейнере, номер бита в байте стегоконтейнера, номер итерации.

В докладе представлена технология сокрытия компьютерной информации об изделиях ракетно-космической техники методом многократного вложения в частные стеганографические контейнеры, состоящая в подборе файлов-контейнеров для каждого сообщения из числа свободных, по которым сообщение распределяется. Контейнеры с информацией о технических характеристиках и финансово-экономических параметрах изделий ракетно-космической техники объединяются в новое сообщение, распределяемое по свободным стегоконтейнерам. При каждом распределении сообщения по пустым контейнерам повышается его стеганографическая устойчивость, поэтому процедура повторяется многократно до достижения параметром стегоустойчивости значения, установленного пользователем.

Как показано в докладе, значения технических характеристик и финансово-экономических параметров изделий ракетно-космической техники и методы расчета стегоустойчивости для сокрытия информации в файлах различных форматов с помощью разных стеганографических программ, хранятся в отдельных базах данных. На каждом уровне возможно выборочное шифрование сообщений или выбранных блоков данных для разноформатных файлов-контейнеров с применением как обычных репозиториев, так и крипторепозиториев.

Выводы:

1. Авторская разработка выполнена без соавторов и защищена патентом на изобретение на территории РФ. Главный достигнутый результат – значительное повышение устойчивости к стеганографическому анализу защищаемых данных об изделиях ракетно-космической техники – технических характеристик и финансово-экономических параметров изделий ракетно-космической техники и их компонентов.

2. Дополнительный достигнутый результат – зарубежное патентование разработки, защищенной патентом на изобретение на территории РФ. Это позволяет применять авторскую разработку не только в России, но и за рубежом в международных космических проектах для защиты данных о технических характеристиках и финансово-экономических параметрах изделий ракетно-космической техники, разрабатываемых РФ совместно с другими странами, например, в рамках Межгосударственных программ.

ТЕХНОЛОГИИ ОБРАБОТКИ И ЗАЩИТЫ ДАННЫХ ДЛЯ КВАНТОВЫХ КОМПЬЮТЕРОВ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ СКОРОСТИ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНЫХ ВЫЧИСЛЕНИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И ИХ ПОДСИСТЕМ

Л.С. Раткин

ООО «АРГМ», Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»

rathkeen@bk.ru

В 2014 году в ряде стран развивались технологии обработки и защиты данных для квантовых компьютеров, позволяющие значительно повысить скорость суперкомпьютерных вычислений при проектировании изделий ракетно-космической техники и их подсистем. Например, в докладе согласно данным открытых информационных источников приведена информация об использовании квантового компьютера, приобретенного год назад у канадской компании «Ди-Вэйв Системз» для проектирования изделий для аэрокосмической отрасли компании «Локхид Мартин», производящего, в т.ч., военную технику для стран НАТО.

В докладе представлена информация о значительном повышении скорости вычислений при применении квантовых компьютеров. В частности, с указанием открытых источников приведены данные о том, что ряд тестов, выполненных на квантовых компьютерах, производимых за рубежом и эксплуатируемых в аэрокосмической промышленности, повышают скорость вычислений в 3600 раз!

В ряде стран применению квантовых компьютеров в высокотехнологичной промышленности, особенно в ее аэрокосмическом секторе уделяется

недостаточно много внимания, что уже привело к учащению регистрации фактов промышленного шпионажа. В докладе с указанием открытого источника приведены данные о том, что АНБ США применяет супер/квантовые компьютеры в работе, что в условиях экономических санкций является серьезной угрозой для промышленных предприятий России, в т.ч., для отечественной аэрокосмической индустрии.

Выводы:

1. В ближайшие годы за рубежом ожидается значительное ускорение работ, связанных с массовым применением квантовых компьютеров в суперкомпьютерных вычислениях. Внедрение в промышленное производство квантовых вычислительных систем в условиях санкций предполагает значительное усиление инфраструктуры безопасности на российских предприятиях, в т.ч., в аэрокосмической индустрии.

2. Необходимо дополнительное финансирование российских разработок в сфере квантовых компьютеров, направленных как на повышение скорости вычислительных систем, так и на разработку систем противодействия промышленному шпионажу и защиты данных. В частности, одним из инновационных направлений является компьютерная стеганография.

Секция 12

Объекты наземной инфраструктуры ракетных комплексов**РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ВЛИЯНИЯ
КОНСТРУКЦИИ ПУ НА АКУСТИЧЕСКИЕ И ЭЖЕКЦИОННЫЕ ПРОЦЕССЫ ПРИ
СТАРТЕ РКН «Ангара А5»****С КОСМОДРОМА «ВОСТОЧНЫЙ»****Т.О. Абдурашидов, А.Б. Бут.****(Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – НИИСК им. В.П. Бармина, г. Москва)****А.В. Сафронов****(ФГУП ЦНИИмаш, г. Королев)****Safronov@tsniimash.ru**

Создание пилотируемого КРК «Восточный» с применением новых конструкций и схемных решений требует проведения полного комплекса работ по определению газодинамических нагрузок при старте. Проведенные исследования на моделях РКН и пусковых устройств (ПУ) подтвердили правильность конструктивных решений при выборе облика пусковой установки РКН «Ангара А5». Однако жесткие требования по акустическим нагрузкам к перспективному пилотируемому кораблю требуют дополнительных мер, которые с одной стороны не должны существенно менять стартовую схему (исходя из всего комплекса газодинамических нагрузок), с другой – позволяют уменьшить нагрузки ниже допустимых.

Как показал опыт предыдущих экспериментально-исследовательских работ в области акустики старта, основные акустические нагрузки на РН и ПУ при односкатной компоновке, реализуются в период старта при начальном положении РН или небольшом подъеме. Однако в ряде случаев, особенно конструкции ПУ (глубина, количество газоходов, площадь проема и др.)

могут приводить к заметному увеличению уровней пульсаций давления на начальном участке подъема и превышению допустимых уровней.

В рамках работ по созданию КРК «Восточный» были проведены исследования по определению акустических и эжекционных нагрузок на РКН «А5» при старте с ПУ выбранной схемы без перекрытия выходной части газохода. Одновременно были проведены исследования по модификации ПУ с перекрытием с измерениями акустических и эжекционных нагрузок на РКН. Результаты исследований показали влияние перекрытия на уровни акустических нагрузок, как в области хвостового отсека, так и в районе КГЧ. Влияние

перекрытия при небольших высотах подъема по результатам исследования можно оценить в 2-4 дБ на снижение уровней акустических нагрузок, однако при этом увеличивается донное разрежение, обусловленное процессами эжекции.

Данные результаты на маломасштабном стенде удовлетворительно совпадают с результатами испытаний РКН «А5» на стенде УТТС при крупномасштабных испытаниях, где было впервые выявлено влияние акустического излучения из выходной части газохода на уровни акустических нагрузок на боковой поверхности РКН. По результатам обработки измерений было получено, что акустическое излучение газовой струи, растекающейся на выходе из газохода, увеличивает уровень нагрузок на поверхности РКН со стороны газохода на 3-5 дБ.

Результаты проведенных исследований позволяют оценить влияние конструктивных решений ПУ, а также будут использованы для совершенствования существующих методик расчета акустических полей в период старта РКН.

Работа сделана при частичной поддержке гранта РФФИ №14-08-01149.

ВЛИЯНИЕ ОТЛИЧИЙ ГЕОМЕТРИИ СТАРТОВЫХ СООРУЖЕНИЙ КОСМОДРОМОВ «ВОСТОЧНЫЙ» И «ПЛЕСЕЦК» ДЛЯ РКН «АНГАРА А5» НА УДАРНО-ВОЛНОВЫЕ ДАВЛЕНИЯ

Б.Г. Белошенко, Р.Ю. Гусев, А.А. Казаков, С.Н. Шипилов
ФГУП ЦНИИмаш,

А.Б. Бут, Т.О. Абдурашидов

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – НИИСК им. В.П. Бармина

lexx.957.lq@gmail.com

На ракету и её конструктивные элементы (боковая поверхность, донная защита, космическая головная часть) при старте воздействуют нестационарные газодинамические нагрузки, ударно-волновые давления, нестационарные разрежения, тепловые и акустические воздействия, снижение уровней которых является одной из основных задач пускового сооружения. С этой целью используются различные конструктивные решения, влияние которых на уровни нестационарных газодинамических ударно-волновых воздействий на РКН неоднозначно.

Для определения влияния конструкции стартового сооружения на уровни ударно-волновых нагрузок при старте РКН «А5» (без работы системы водоподдачи), были проведены экспериментальные исследования на установке УВ-102 ФГУП ЦНИИмаш на модели М 1:30 РКН и моделях ПУ для КРК «Плесецк» и «Восточный». При исследованиях моделировались процессы при запуске ДУ на режимы ПСТ, ГСТ и при аварийном выключении. Анализ

результатов сравнения уровней УВД показал, что схема старта на КРК «Восточный» позволяет снизить уровни УВД на РКН и ПУ на $10 \div 20$ %.

Также были проведены исследования по определению влияния горизонтального перекрытия газоотводного канала на уровни УВД.

Проведённые экспериментальные исследования выявили влияние размеров перекрытия газохода на величины УВ нагрузок. Для выбранной в исследованиях длины перекрытия уровни импульсного ударно-волнового разрежения возросли на 10 %.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ГАЗОДИНАМИКИ БЛОЧНЫХ СТРУЙ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ И ПРОЦЕССОВ ЭЖЕКЦИИ В ПРОЕМЕ ПУСКОВОГО СТОЛА ПРИ СТАРТЕ

М.О. Кравчук, Н.Ф. Кудимов, А.В. Сафронов

ФГУП ЦНИИмаш,

Е.С. Меркулов, В.И. Хлыбов

ОАО «ГРЦ Макеева»

kudimovnf@tsniimash.ru

Одной из наиболее важных задач проектирования стартовых сооружений является обеспечение допустимых уровней газодинамических нагрузок на ракету-носитель (РН), включающих донные разрежения при взаимодействии высокоэнтальпийных струй продуктов сгорания двигательной установки РН с проемом пускового стола.

В работе представлены результаты расчетно-экспериментальных исследований газодинамики старта многоблочной РН тип А5 с анализом эжекционных процессов. Впервые рассмотрено влияние подъема РН на величину эжекционных токов в стартовом проеме, которое позволяет оценить суммарную потерю тяги из-за донных разрежений при старте.

Модельные испытания проводились на стенде ПВК (керосин-воздух) ФГУП ЦНИИмаш на масштабных моделях М 1:30.

Расчетные исследования проводились с применением вычислительных возможностей суперкомпьютера ОАО «ГРЦ Макеева». На первом этапе численного моделирования проводилась валидация численного подхода путем сравнения расчетных данных с результатами модельных испытаний. На основании тестовых и валидационных расчетов проводились численные исследования газодинамики старта РН для натуральных условий при различных высотах подъема.

Разработанный подход рекомендуется для использования при проведении исследований и отработки газодинамики старта перспективных РН.

Работа сделана при частичной поддержке гранта РФФИ № 14-08-01149.

**ПРОГРЕСС В ЧИСЛЕННОМ МОДЕЛИРОВАНИИ
ГАЗОДИНАМИКИ СТАРТА С ПРИМЕНЕНИЕМ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНЫХ
ТЕХНОЛОГИЙ**

Н.Ф. Кудимов

ФГУП ЦНИИмаш,

Е.С. Меркулов

ОАО «ГРЦ Макеева»

mes1@yandex.ru

Высокие темпы развития суперкомпьютерной индустрии предопределяют развитие численных методов моделирования различных систем и процессов. В качестве одного из наиболее ярких примеров можно привести задачу моделирования газодинамики старта ракет космического назначения. Сама по себе данная задача чрезвычайно сложна, однако рост вычислительных мощностей современных суперкомпьютеров дает возможность постоянно совершенствовать подход к решению данной задачи. Если совсем недавно, 8-12 лет назад данная задача если и решалась с применением численного моделирования то практически исключительно с помощью полуэмпирических методик или в двумерной постановке, сейчас же появилась возможность моделировать процесс газодинамики старта многоблочных компоновок ракет в трехмерной нестационарной постановке с учетом вязких взаимодействий и химических реакций в газе.

В докладе описан прогресс в численном моделировании газодинамики старта за последние годы. Представлено современное состояние данного вопроса – достижения и сложности, возникающие при попытках учета разнообразных факторов при моделировании старта РКН. Приведено краткое описание интересных работ выполненных в нашей стране и за рубежом за последнее время.

Так же рассмотрены возможные пути дальнейшего развития численного моделирования газодинамики старта с учетом перспективы роста вычислительных мощностей современных кластеров в ближайшем и отдаленном будущем.

Работа сделана при частичной поддержке гранта РФФИ № 14-08-01149

**О ПРОБЛЕМАХ ИЗМЕРЕНИЙ ТЕПЛОВЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРИ ОТРАБОТКЕ
ГАЗОДИНАМИКИ СТАРТА**

С.Э. Иванов, О.Н. Кудрявцев, Е.А. Сенкевич, Т.В. Шувалова

ФГУП «ЦНИИмаш»

safonovav@tsniimash.ru

При старте ракет имеет место высокие уровни нестационарного теплового и газодинамического нагружения элементов стартового сооружения,

подвергающихся непосредственному воздействию струй ДУ: температура газа до 3800 К, давление до 20 МПа, пульсации давления до 200 дБ, плотность тепловых потоков к поверхности до 40 МВт/м², время воздействия до 10- 15 сек при наличии отдельных кратковременных фаз теплового воздействия.

Столь высокие уровни нагружения могут привести к разрушению материалов облицовки стартового сооружения, в качестве которых, как правило, используются металлические листы (унос материала, появление трещин и т.д.). Это, в свою очередь, может привести к появлению «обратных» течений к днищу ракет и созданию аварийных ситуаций. В связи с этим предъявляются повышенные требования к точности определения теплового нагружения элементов стартовых сооружений и ракет при старте, так как это позволяет осуществить диагностику тепловых режимов конструкции, выбрать наиболее эффективные варианты теплозащиты и обеспечить безопасные условия старта ракет.

При натуральных пусках и входе модельных испытаний газодинамики старта ракет проводятся измерения температур газа и поверхности. Для измерений тепловых параметров более 50 лет назад во ФГУП ЦНИИмаш были разработаны первичные преобразователи термопарного типа. Принцип действия преобразователей основан на показаниях термопар с поправками для измерения температуры газовой среды и поверхности мерного тела, воспроизводящего элемент конструкции по материалу и толщине. Аналогичные конструкции первичных преобразователей термопарного типа были в дальнейшем разработаны на других предприятиях отрасли.

Перед установкой вновь разработанных преобразователей на натурные пуски необходимо проводить поверку в условиях, близких к натурным по уровням газодинамических, тепловых, вибрационных воздействий. В настоящее время отсутствуют эталонные установки, обеспечивающих поверку (калибровку) термопреобразователей при температурах более 2000 °С в заданной исходными данными условиях их теплосилового нагружения.

В связи с этим, предложено проводить тестирование преобразователей на газодинамическом твердо-топливном стенде ТТ ФГУП ЦНИИмаш, параметры струй продуктов сгорания которой обеспечивают необходимые условия их теплосилового нагружения. Для проведения тестирования преобразователей разработана методика испытаний, отлажены режимы испытаний.

Результаты тестирования позволяют оценить работоспособность преобразователей температур газовой среды и поверхности в условиях теплосилового нагружения высокотемпературных струй ДУ и допустимость использования их при натуральных пусках ракет.

СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ И АКУСТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ НА УСТАНОВКАХ ГАЗОДИНАМИКИ СТАРТА ЦНИИМАШ

Ю.И. Ливинский, С.Э. Иванов, М.В. Москаленко
ФГУП ЦНИИмаш, г. Королев

Старт РН сопровождается высокими силовыми и тепловыми нагрузками, действующими на стартовое сооружение и РН. Решение задач по определению ударно-волновых, газодинамических, тепловых и акустических нагрузок на РН и ПУ при старте предопределяется достоверными измерениями при модельных испытаниях на газодинамических установках.

В настоящее время на экспериментальной базе отработки старта в ЦНИИмаш используются измерительно-вычислительные комплексы, построенные по магистрально-модульному принципу, отдельные модули которых позволяют проводить измерения как параметров относительно медленноменяющихся процессов так и параметров динамических (быстропеременных) процессов. Вместе с тем, надо отметить сохраняющейся на данный момент фактор независимости друг от друга систем измерений по видам исследуемых процессов, связанный с применением различных газодинамических установок для моделирования газодинамических и ударно-волновых нагрузок. Но наметившаяся тенденция объединить весь комплекс измерительных систем для отработки старта в единую базу данных с управляющими и регистрирующими функциями успешно реализуется.

Для проведения испытаний по исследованиям газодинамических, тепловых и акустических нагрузок на РН и ПУ используется измерительный комплекс в составе многоканальной измерительной системы регистрации и анализа данных для квазистационарного давления и температуры (газа и поверхности) на 104 канала по давлению и 192 канала по температуре, и регистратор-анализатор параметров динамических процессов для акустического и пульсационного давления на 24 канала. Вместе с этим применяется автономный анализатор параметров динамических процессов на 40 каналов для измерений акустического и ударно-волнового давления во время испытаний на разных установках.

Данные измерительные системы разработаны и изготовлены в НПП «МЕРА» г. Мытищи. При проведении испытаний системы успешно производили регистрацию сигналов от 150 датчиков. Вместе с тем, силами отдела старта ЦНИИмаш был разработан программный модуль совместимый со штатным программным пакетом анализа и обработки WinПОС, который позволил проводить пакетную обработку исходных сигналов, с чем не справлялся WinПОС в условиях экспериментальной отработки отдела старта ЦНИИмаш.

Дальнейшее развитие измерительных комплексов для экспериментальной отработки старта направлено на создание унифицированной инте-

грированной системы измерений при наземной экспериментальной обработке старта, а также на решение практических задач достоверности измерения параметров процессов, сопровождающих старт ракетных изделий. Например измерений температуры сверхзвуковой струи продуктов сгорания, на которую пока не существует метрологических эталонов.

МЕТОД РАСЧЁТА ТЕПЛООВОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ФАКЕЛА РАКЕТЫ НА ЕЁ ДОННУЮ ЧАСТЬ И НА ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ СТАРТОВОГО СООРУЖЕНИЯ ПРИ СТАРТЕ

А.В. Кузнецов

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – НИИСК им. В.П. Бармина

ulya1187@mail.ru

В настоящее время при проектировании к пусковым установкам (ПУ) для многоразовых космических систем и элементам их конструкции, а также к конструкции ракет-носителей (РН) в связи с увеличением тяговооружённости двигательных установок (ДУ) предъявляется качественно новое требование – обеспечение заданного количества пусков без проведения ремонтно-восстановительных работ.

Наиболее интенсивному тепловому воздействию от излучения факела выхлопных газов струй ДУ РН подвергаются конструкции донной части РН, стола ПУ и газоотражатель, особенно его участки, расположенные в зонах прямого действия излучения струй. При проектировании РН учитывается, что донная часть должна быть защищена от нагрева факела выхлопных газов ракеты. В модельных экспериментах за счёт лучистого нагрева показаниями термопар фиксировались довольно высокие температуры (~600°C). Для тепловой защиты донной части РН от излучения факела выхлопных газов используются различные технические средства.

Представленная работа описывает аналитическую попытку рассчитать передачу энергии излучения от факела выхлопных газов ракеты к донной части при помощи идеализированных физических моделей. При этом рассматривается полубесконечное цилиндрическое газовое тело струи выхлопных газов ДУ однородной температуры и состава, излучающее и поглощающее лучистую энергию. Газовое тело отделено от расчетной области непоглощающей средой. В системе отсутствует рассеивание лучистой энергии. Спектральная лучеиспускательная способность определяется как отношение потока лучистой энергии к потоку лучистой энергии черного тела при той же самой температуре.

В работе выполнены численные расчёты и представлены результаты лучистого теплового потока на донную часть РКН «Зенит».

**РАСЧЁТ СОСТАВА ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ
УГЛЕВОДОРОДНОГО ТОПЛИВА С УЧЁТОМ ХИМИЧЕСКИХ РЕАКЦИЙ****А.В. Кузнецов****Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – НИИСК им. В.П. Бармина**ulya1187@mail.ru

В ряде практических задач, например: при расчете теплового и силового воздействия выхлопных струй РД на элементы конструкции, при расчёте камер модельных двигательных установок и т.д., необходимо иметь сведения о составе газа.

В современных ракетных топливах в большинстве случаев используется углеводородное горючие типа керосина. Использование его в ракетной технике связано с тем, что оно обладают высокой теплотой сгорания, производятся в широких масштабах нефтеперерабатывающей промышленностью и не вызывают каких-либо серьезных затруднений при их применении. Этому способствовал также обширный и долготелый опыт применения этих горючих в других видах современной техники. В качестве окислителя углеводородного горючего в ракетной технике часто используется жидкий кислород, азотная кислота, азотный тетраоксид или перекись водорода. Поэтому в составе продуктах сгорания таких топлив будут присутствовать различные соединения на основе азота, водорода, кислорода и углерода.

Для определения состава продуктов сгорания были составлены уравнения баланса химических реакций, протекающих при горении углеводородных горючих в среде окислителя на основе кислорода, разработан алгоритм и составлена программа, использующая метод итерационных приближений, для расчёта состава продуктов сгорания. Проведено тестирование программы по исходным данным состава продуктов сгорания для двигательных установок различных ракет-носителей, которое показало хорошее совпадение результатов расчёта.

Разработанная программа позволяет ускорить процесс расчёта состава продуктов сгорания углеводородных топлив использовать её как составную часть в других программах для ПВЭМ.

ОТКЛОНЕНИЯ РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ПРИ ПОДГОТОВКЕ К ПУСКУ ОТ ОДНОСТОРОННЕГО НАГРЕВА ЕЕ ПОВЕРХНОСТИ СОЛНЕЧНОЙ РАДИАЦИЕЙ

М.В. Веселов

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» - НИИСК им. В.П. Бармина

Взаимные отклонения ракет космического назначения и агрегатов их обслуживания типа башен обслуживания и кабель-заправочных башен обусловлены факторами погрешностей изготовления и монтажа, технологическими факторами взаимного позиционирования конструкций, а также параметрами внешних воздействий. Эти отклонения должны быть учтены при разработке конструкций агрегатов и средств связи ракеты космического назначения (РКН) с наземными конструкциями.

Одной из составляющих, которая может давать существенный вклад в суммарную величину поля возможных взаимных отклонений для РКН большого удлинения, является отклонение РКН, вызываемое односторонним нагревом ее поверхности солнечной радиацией.

В докладе рассматривается методика расчета температурного воздействия солнечной радиации на РКН и определения вызываемой им отклонения.

Параметры действующей солнечной радиации рассмотрены с учетом астрономических положений объектов относительно солнца.

Расчет теплового воздействия решен на основе баланса поступающего теплового потока от солнечного излучения и отводимого за счет конвективного теплообмена и теплового излучения нагретой поверхности для случаев отсутствия и наличия ветрового потока.

Разработана методика расчета изгибной деформации конструкции РКН при ее одностороннем нагреве.

Результаты расчетов сопоставлены с имеющимися экспериментальными данными.

ФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ МОНИТОРИНГ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ МЕХАНИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ

Г.Д. Петров

ВКА имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Prov66@mail.ru

В последние годы активно внедряется стратегия эксплуатации космических комплексов по техническому состоянию. Ключевым звеном стратегии является введение в штатную систему эксплуатации подсистемы мониторинга технического состояния.

В наибольшей степени это касается уникальных механических агрегатов, проблемная ситуация по оцениванию технического состояния которых заключается в наличии противоречий:

для эксплуатируемых комплексов – между заложенными при проектировании избыточными ресурсами и отсутствием адекватной системы контроля технического состояния;

для вновь создаваемых комплексов – между необходимостью разработки встроенных средств мониторинга и отсутствием методологии их построения.

Предлагается формировать системы мониторинга, работающие в штатных режимах – «системы функционального мониторинга». Предложена методология научного обоснования системы функционального мониторинга.

Новизна моделей функционирования состоит в использовании моделей деградации механических элементов. Моделирование процессов эксплуатации механических объектов в рамках системы функционального мониторинга построено на математическом описании машин и механизмов с деградирующими элементами. Для её описания предлагается использовать уравнения движения с неголономными связями. Для таких связей характерно непостоянство передаточного отношения. Оно может быть заложено при проектировании, такими же связями, возможно, описывать деградационные процессы при эксплуатации.

Получены результаты, подтверждающие влияние деградации на макропараметры механических объектов, доступные для измерения при эксплуатации. Реализация предлагаемого методологического обеспечения позволит сделать более обоснованной оценку назначенного ресурса механического оборудования.

КОЛИЧЕСТВЕННЫЙ ПОДХОД К ОБОСНОВАНИЮ ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТЬЮ ЭКСПЛУАТАЦИИ ОБЪЕКТОВ НАЗЕМНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

Д.В. Скориков

ВКА имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

ordinar@yandex.ru

Одним из ключевых свойств, во многом определяющим качество процесса эксплуатации объектов наземной инфраструктуры ракетных комплексов (ОНИ РК), является безопасность их функционирования. Количественной интегральной мерой безопасности эксплуатации ОНИ РК может служить коллективный риск, определяющий ожидаемое количество пострадавших в результате аварий на объекте за определенный период времени.

В рамках данной доклада предлагается общепринятую семантику риска, трактуемого как функция возможного ущерба и вероятности его возникновения, дополнить **множеством сценариев и степенью неопределенности** оценки данных трех аргументов, что позволяет повысить обоснованность решений, при формировании которых используется данное понятие.

Сформирован комплекс моделей, включающий:

- структурные модели объектов и возможных аварий;
- модели формирования поражающих факторов;
- модели воздействия поражающих факторов на персонал;
- модели инициирования различных фаз аварии;
- модели поведения персонала.

С использованием полученной на этапе анализа безопасности эксплуатации иерархического комплекса моделей аварийных сценариев построены частные **функции чувствительности** к возможным управляющим воздействиям.

Разработанный комплекс моделей чувствителен к управляющим воздействиям, влияющим на:

- вероятность возникновения иницирующих событий;
- величину ущерба (условную вероятность поражения);
- мощность множества аварийных сценариев;
- точность и достоверность оценок вероятности и ущерба.

Предложен вариант **метода покоординатного спуска**, позволяющий сформировать оптимальную по выбранному критерию программу управления безопасностью эксплуатации ОНИ РК в условиях ресурсных или временных ограничений.

МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА

А.Н. Дьяков, Д.В. Решетников
ВКА имени А.Ф. Можайского

DyakovAI@yandex.ru, reshetnikovdv@yandex.ru

При создании новых образцов ракетно-космической техники на современном этапе требуется не только определять требования к его техническим характеристикам и стоимости создания, но также исключительную важность имеет стоимость его дальнейшей эксплуатации. Один из известных подходов к оцениванию эксплуатационных затрат – применение моделей системы эксплуатации объектов ракетно-космической техники при котором оцениваются такие параметры как коэффициент готовности оборудования и затраты средств на реализацию данной системы эксплуатации. В настоящее время разработано большое количество моделей системы эксплуатации, наиболее известными из которых являются модели Волкова Л.И., Сычева Е.И.,

Мищенко В.И. Однако ни одна из этих моделей не отражает специфики функционирования системы эксплуатации, применяемых в настоящее время образцов технологического оборудования ракетно-космических комплексов. Предлагаемая модель системы эксплуатации имеет 9 состояний и, в отличие от названных, учитывает:

- проведение мероприятий метрологического обслуживания средств измерений и мероприятий технического обследованию, диагностирования объектов, входящих в состав технологического оборудования;

- применение подсистемы мониторинга технического состояния, с целью выявления предотказного состояния технологического оборудования ракетно-космического комплекса.

Для представляемой модели системы эксплуатации получены зависимости коэффициента готовности и вероятностей нахождения в состояниях от длительности переходов τ_j и параметров потока переходов ω_k между состояниями в виде $P_i = f(\tau_j, \omega_k)$ и стоимости эксплуатации, соответствующей полученному коэффициенту готовности $C = g(\tau_j, \omega_k, C_m)$, где C_m – величина эксплуатационных затрат при нахождении в каждом из состояний.

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОУПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ СТАРТОВОГО КОМПЛЕКСА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ ВЕТРОВЫХ НАГРУЗКАХ С УЧЕТОМ ИНТЕНСИВНОГО ВИХРЕОБРАЗОВАНИЯ

А.В. Ермаков, Г.А. Щеглов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

anvaerm@gmail.com, georg@energomen.ru

Уточнение аэродинамических нагрузок, действующих на стартовый комплекс ракеты-носителя (РН) является актуальной задачей. На основе уточненных данных можно сделать вывод о допустимых значениях скорости ветра при старте РН.

Целью настоящей работы является исследование связанной задачи аэроупругости прототипа стартового комплекса РН легкого класса на основе разработанного программного обеспечения, позволяющего моделировать колебания упругой конструкций, возникающие при ее пространственном обтекании ветром.

Использование бессеточного лагранжева метода вихревых элементов при расчете нестационарных полей скоростей и давления воздуха (который считается несжимаемой средой) позволило с малыми, по отношению к сеточным методам, затратами вычислительных ресурсов определять нагрузки, действующие на упругую плохообтекаемую конструкцию с учетом нестационарного вихреобразования. Динамика упругой конструкции

рассчитывается с использованием распространенного коммерческого пакета MSC.NASTRAN.

Представлены результаты численного моделирования обтекания прототипа стартового комплекса РН легкого класса типа «Рокот» при различных направлениях ветра. Анализируется вид вихревых следов и спектры аэродинамических нагрузок, действующих на элементы конструкции комплекса.

Показано, что вихреобразование вызывает значительные пульсации аэродинамических нагрузок и заметные колебания, как всей конструкции, так и отдельных участков поверхности башни обслуживания. Спектр нагрузок для абсолютно жесткой и упругой конструкций различается. Делается вывод о важности учета деформации элементов конструкции стартового комплекса при расчете частотных характеристик аэродинамических нагрузок.

ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО ОБНАРУЖЕНИЯ И ТУШЕНИЯ ПОЖАРОВ В ЗАКРЫТЫХ ПОМЕЩЕНИЯХ КОМПЛЕКСОВ

В. А. Афонин, Н. П. Кириллов, Ю. В. Маракулин

ОАО «Корпорация «СПУ-ЦКБ ТМ»

mail@corpsspu.ru

В последние годы роль систем автоматического обнаружения и тушения пожаров (САОТП) по разным причинам резко возросла, что привело к созданию данных систем для всех комплексов по единому образцу. Если взять отдельно обслуживаемый объект, где персонал ограничен по количеству, а выполняемые функции сложны, то появляется целый ряд аспектов, свойственных только для САОТП таких комплексов. Во-первых, ввиду ограниченности числа обслуживаемого персонала (ОП) и специфичности выполняемых функций каждым номером расчёта, САОТП должна только информировать ОП о возникновении и тушении возгораний без отрыва ОП от основных функций, т. е. она должна быть построена по типу систем автоматического управления (САУ) (пожаров быть не должно, но если возникло возгорание, то система справляется с ним в автоматическом режиме).

Поскольку оборудование помещения известно, материал стен и пола также, то легко определить основные продукты горения, поэтому в перспективной САОТП используются только датчики возгораний, или датчики первичной информации (ДПИ), имеющие число измерительных систем по числу продуктов горения, т. е. комбинированные ДПИ. Ввиду того, что в помещении имеются системы микроклимата, между САОТП и указанными системами должна быть синхронная связь. Во-вторых, поскольку при любом возгорании возникают газы, влияние которых на ОП вредно и опасно, то быстрое действие САОТП по нейтрализации вредных газов, а также дыма предпо-

деляет наличие устройств, реагирующих как на опасность от газов, так и от дыма, вплоть до введения устройств дымоудаления. Таким образом САОТП проектируется как САУ, датчики информации являются комбинированными по числу продуктов горения в данном помещении, система имеет связи с системой комфорта и обеспечивает ОП безопасное пребывание на доверенном посту.

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ НАКОПИТЕЛИ НА ОСНОВЕ ЛИТИЕВЫХ ИСТОЧНИКОВ ТОКА ДЛЯ СТАЦИОНАРНОГО ПРИМЕНЕНИЯ

В.И. Кондаков, В.А. Алмазов, Я.И. Анисов
(ОАО Корпорация «СПУ-ЦКБ ТМ», г. Москва)

mail@corpsspu.ru

Интенсивное развитие электрических накопителей для систем автономного электроснабжения стимулируют потребности ракетно-космической деятельности. Повысившиеся требования к энерговооруженности предлагает замену традиционных свинцовых и никель-кадмиевых батарей на литий-ионные батареи. Эти изменения в требованиях к системам электроснабжения требуют разработки новых системных и конструкционных подходов к их построению.

Наиболее перспективными для построения высокоэнергоемких электрических наполнителей являются аккумуляторы с литиевым анодом, характеризующиеся высокой теоретической удельной электрической энергией и высоким разрядным напряжением.

В последние годы всё более высокие требования предъявляются не только к удельным энергетическим и мощностным параметрам аккумуляторных батарей (АБ), но их безопасности, простоте (полная безуходность) и удобству их эксплуатации. В связи с этим, инновационные АБ нового поколения представляют собой сложное электрохимическое устройство на базе литий-ионных аккумуляторов (ЛИА), имеющие в своём составе электротехнические блоки и системы.

1. Гарантийное накопление, хранение получение электрической энергии, требуемого потребителями качества по величине напряжения и тока.

2. Защиту ЛИА от возникновения опасных режимов работ при нештатной эксплуатации, хранении и транспортировке.

3. Прогнозирование возникновения и парирования единичных отказов основных элементов и удобства при эксплуатации.

4. Предоставление пользователю объективной информации об источниках заряда.

Система контроля и управления – неотъемлемый ключевой элемент электрического накопителя, определяющий не только его функциональные возможности, но и его технический облик.

Учитывая высокую мощность и большой запас энергии, а также горючесть применяемого в ЛИА электролита, основной задачей всех СКУ является защита АБ при возникновении опасных режимов работы.

ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СТАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ СИСТЕМ И АГРЕГАТОВ ОБЪЕКТОВ, ФУНКЦИОНИРУЮЩИХ В РЕЖИМЕ ПОЛНОЙ АУТОНОМНОСТИ

Е. Г. Квасов, Н. П. Кириллов, Ю. В. Маракулин

ОАО «Корпорация «СПУ-ЦКБ ТМ»

mail@corpsspu.ru

Режим полной автономности (ПА) на большинстве объектов вооружения и военной техники (ОВВТ) осуществляется, как правило, только частью оборудования, при этом для обеспечения электроэнергией части систем и агрегатов необходима статическая система питания (ССП), поскольку динамическая система, используемая при большинстве режимов ОВВТ при данной нагрузке будет работать в режиме холостого хода, что недопустимо. Учитывая, что большинство систем и агрегатов, функционирующих в ПА, являются потребителями переменного тока, то изложим принципы построения статической системы питания переменного тока. Ввиду того, что на ОВВТ при режиме ПА используется в качестве источника электроэнергии аккумуляторная батарея (АБ), напряжение которой нестабильно по величине, то в СПП необходим стабилизатор постоянного напряжения (СПН), причём данный СПН должен быть стабилизатором повышающего типа по В. С. Моину. Для преобразования постоянного тока в переменный целесообразно использовать мостовые трёхфазные инверторы (МТИ) при средней мощности и МПК, составленные из трёх однофазных мостовых инверторов при больших мощностях или по условиям надёжности. Число МТИ определяется и качеством электрической энергии (КЭЭ). Синусоидальная форма выходного напряжения суммарного МТИ должна быть получена при использовании двадцати четырёх ступенек, которые генерируются отдельными инверторами, при условии, что их напряжения имеют фазовые сдвиги на 30° , 15° и $7,5^\circ$ друг относительно друга. Синусоидальная форма с коэффициентом искажения синусоидальности, близким к единице, может быть получена, если на выходе суммарного МТИ будет установлен не обычный трансформатор с пульсирующим магнитным полем, а тороидальный пазовый трансформатор (ТПТ) с круговым вращающимся магнитным полем (КВМП), поскольку ТПТ выполняет роль обмот-

ки статора синхронного генератора и осуществляет согласование источника и потребителя по напряжению.

ОСНОВЫ ПОСТРОЕНИЯ ЭЛЕКТРОМАШИННЫХ СИСТЕМ ПИТАНИЯ ДЛЯ ДИАПАЗОНА МАЛЫХ МОЩНОСТЕЙ

Н.С. Гончаров, Н. П. Кириллов, К. В. Румянцев

ОАО «Корпорация «СПУ-ЦКБ ТМ»

mail@corpspu.ru

На данном этапе развития объектов ракетно-космической и авиационной техники, основным принципом совершенствования и модернизации её является принцип избыточности, в соответствии с которым достижение требуемого уровня характеристик объекта осуществляется за счёт ввода в его структуру дополнительных приборов, устройств, агрегатов, подсистем и систем. Данное обстоятельство обусловило усложнение структур систем автономного электроснабжения (САЭ) объектов, поскольку любое вводимое устройство снабжено собственным блоком питания.

Возврат к рационализации структур САЭ и управляемости данных систем с целью сохранения условий статической устойчивости предопределил декомпозицию САЭ объекта на подсистемы по мощности.

Системы автономного электроснабжения малой мощности (САЭММ), функционирующие в отдельных кратковременных режимах объекта, представляют особый интерес. В последние годы получили развитие электромашинные САЭММ.

Типовая структурная схема САЭММ имеет следующие недостатки: значительное число выходов, отчуждение устройств стабилизации механических величин и отсутствие устройств стабилизации электрических параметров, а также ограничение времени функционирования, зависящего от ёмкости ХИТ.

Введение стабилизатора постоянного напряжения (СПН), и зарядного устройства (ЗУ) частично устраняет указанные недостатки.

Учёт потерь в контурах ЗУ позволяет определить КПД для идеализированной модели ЗУ при любых режимах заряда ХИТ и учесть влияние большинства внешних и внутренних факторов, а также определить максимальное значение КПД для рационального режима заряда и выявить условия его реализации для стандартных структур САЭММ.

Использование совокупности электрических машин постоянного тока в качестве основы САЭММ значительно упрощает вычисление КПД системы, позволяет унифицировать структуру системы и улучшить её основные характеристики.

ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ КОМПЛЕКТОВ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ ШАХТНОЙ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКИ

Д.К. Гусев, А.С. Шевченко

Военная академия РВСН имени Петра Великого

gdk80@yandex.ru

Возникновению бортового и наземного комплектов электрооборудования (КЭО) ракеты способствовало то, что система управления (СУ) ракеты как техническая система, является многорежимной. Так как обеспечить электроэнергией аппаратуру СУ во всех режимах затруднительно, поэтому появились КЭО для каждого режима и для каждого объекта, кроме того, различают КЭО аппаратурного отсека (АО), КЭО транспортно-пускового контейнера (ТПК), КЭО пункта управления и связи (ПУС) и т.д. Каждый КЭО является частью системы электроснабжения (СЭС), обеспечивающей электроэнергией часть потребителей объекта в заданном режиме функционирования, в том числе и частью системы автономного энергоснабжения шахтной пусковой установки (ШПУ).

Расчёты показывают, что в ряде автономных систем питания, которые не связаны сетью и не имеют в своем составе дизель-электрические станции (ДЭС), мощность системы расходуется нерационально ввиду большого числа преобразователей электроэнергии. Если учесть, что КЭО работают в длительном режиме, а срок службы комплектов находится в диапазоне 25...30 лет, то стоимость бесполезно расходуемой мощности достигает значительных величин.

Данное обстоятельство послужило причиной для проведения унификации преобразовательных устройств в системах автономного электроснабжения (САЭ) автономных объектов ракетного комплекса (РК), где под унификацией понимают приведение чего-либо к единой системе, форме, единообразию.

Учитывая возможности устройств с круговым вращающимся магнитным полем (КВМП) можно предположить, что электромагнитные элементы (ЭМЭ) КЭО ШПУ могут быть унифицированы – заменены одним устройством с КВМП. Данный вывод базируется на том, что у всех устройств имеются одни и те же сходственные параметры: сердечники, первичные одно- и трёхфазные обмотки, вторичные одно- и трёхфазные обмотки, а также функции преобразования напряжения, числа фаз и числа каналов.

**ПОСТРОЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДВУХШТОКОВОГО
ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКОГО АМОРТИЗАТОРА ИЗ ТИПОВЫХ БЛОКОВ И
ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СОСТАВЛЕННОЙ МОДЕЛИ**

А.И. Забегаяев, В.В. Ломакин, С.В. Кобызев

МГТУ им. Н.Э. Баумана

sm8@sm8.bmstu.ru

Пневмогидравлические амортизаторы - важный элемент динамических систем различного назначения. Пневмогидравлические амортизаторы, используемые в современных системах амортизации элементов и агрегатов стартовых ракетных комплексов, представляют собой сложные устройства, совмещающие в себе гидравлические и пневматические тракты, различные клапаны управления потоками жидкости и газа, а также дополнительные элементы сопротивления и упругости. Учет всех особенностей конструкции амортизаторов необходим для оптимальной настройки системы амортизации, а также проведения динамического анализа движения агрегатов стартовых комплексов в различных режимах нагружения.

Помимо использования в составе наземного оборудования ракетных комплексов, пневмогидравлические амортизаторы находят широчайшее применение на всех видах транспорта для целей снижения нагрузок на узлы подвески и предотвращения выхода амплитуды колебаний транспортного средства за допустимые пределы, в промышленности – для гашения колебаний узлов машин и оборудования и поглощения ударов, сейсмической защиты путем поглощения энергии колебаний и ударов и перевода ее в тепло.

Конструкции пневмогидравлических амортизаторов постоянно совершенствуются. Наиболее перспективным для создания максимально эффективных систем амортизации и одновременно наиболее сложным для расчета является двухштоковый пневмогидравлический амортизатор, среди достоинств которого – максимальное приближение характеристики амортизатора к характеристике типа «сухое трение», возможность точной фиксации амортизируемого объекта вне воздействия и гарантированное возвращение объекта после воздействия в исходное положение.

Из числа типовых функциональных блоков, характерных для пневмогидравлических амортизаторов, для составления математической модели двухштокового пневмогидравлического амортизатора выбраны: пневматическая полость, пневматическая магистраль, гидравлическая полость, гидравлическая магистраль, связь типа зазор-удар, упругая связь, механический элемент, элемент кинематического возбуждения. Комплексная модель двухштокового амортизатора построена на основе ранее отработанных типовых моделей отдельных элементов и моделей типовых связей между ними.

Приведены результаты моделирования динамики элементов амортизатора при заданном кинематическом возбуждении в процессе амортизации объекта заданной массы в одномерной постановке.

ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ХРАНИЛИЩ СПГ В СОСТАВЕ НАЗЕМНОГО ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

И.В. Бармин, Н.С. Королев, В.В. Чугунков

МГТУ им. Н.Э. Баумана

sm8@sm8.bmstu.ru

Одним из наиболее масштабных проектов в развитии отечественной космонавтики в настоящее время является создание космодрома «Восточный», на котором осуществляется строительство наземных комплексов для РКН «Союз-2» и в ближайшее время будут построены объекты наземной инфраструктуры для РКН «Ангара». На космодроме «Восточный» также намечено создание наземных комплексов для семейства РКН сверхтяжелого класса и многоразовой ракетно-транспортной системы, у которых ракетные блоки первой ступени могут быть оснащены двигательными установками, функционирующими на новом ракетном горючем – сжиженном природном газе (СПГ) в паре с окислителем - жидким кислородом. Применение СПГ в ракетно-космической технике обусловлено рядом преимуществ по сравнению с ракетным керосином: более высокая энергетика, меньшая стоимость и более высокая чистота сгорания при соединении с жидким кислородом, а также самопроизвольное испарение и удаление остатков топлива из топливных магистралей после выключения двигательной установки, что облегчает условия ее многократного использования. В отличие от сжиженных газов кислорода, водорода и азота, СПГ является смесью метана и других более тяжелых углеводородов, плотность и температура кипения которого зависит от концентрации входящих в нее составляющих. Отмеченные обстоятельства при использовании систем заправки, построенных по традиционной схеме могут приводить к возникновению режима ролловера СПГ в хранилище с выкипанием метана и повышением давления в газовой подушке резервуара. Рост интенсивности испарения может вызвать потерю кондиции СПГ вследствие выкипания метана. Данный режим возникает после пополнения хранилища новой порцией СПГ, физические параметры которой отличаются от находящегося топлива в хранилище.

Для исключения возникновения режима ролловера в хранилище и поддержания стабильного состава СПГ при его хранении рассмотрены схемные построения заправочных систем, позволяющие улучшить эксплуатации хранилищ СПГ в составе наземного технологического оборудования ракетно-космических комплексов.

**РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ
КОНТАКТНОГО ТЕПЛООБМЕНА ЖИДКИХ СРЕД В УСЛОВИЯХ БАРБОТАЖА
ЖИДКИМ АЗОТОМ**

К.И. Денисова, А.В. Золин, С.К. Павлов, В.В. Чугунков

МГТУ им. Н.Э. Баумана

sm8@sm8.bmstu.ru

Одной из актуальных проблем настоящего времени является подготовка компонентов жидкого ракетного топлива (КЖРТ) по температуре, в частности охлаждение. Эту проблему можно решить различными способами.

Одним из перспективных способов охлаждения ракетного топлива является теплообмен с жидким азотом, получаемым в виде побочного продукта при производстве жидкого кислорода на кислородно-азотных заводах космодромов.

В докладе рассматриваются различные схемы охлаждения КЖРТ посредством теплообмена с жидким азотом: при непосредственном контакте топлива с диспергированным жидким азотом, при охлаждении топлива кипящим жидким азотом в теплообменнике, а также за счет теплообмена топлива в теплообменнике с теплоносителем, охлаждаемым жидким азотом при контактном теплообмене в резервуаре теплоносителя.

В зависимости от потребной конечной температуры КЖРТ возможно применение различных теплоносителей, основными из которых являются: вода, антифризы, рассолы.

В докладе анализируются результаты экспериментов при непосредственном взаимодействии жидкого азота, подаваемого через барботер в объем, заполненный теплоносителем.

Разработана методика, позволяющая определять рациональные конструктивные и режимные параметры системы охлаждения топлива для проведения операции охлаждения КЖРТ до требуемой температуры при наименьших затратах жидкого азота.

Результаты расчетов сопоставлены с полученными и имеющимися экспериментальными данными.

**ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВОДНОГО ТРАНСПОРТА В
ИНФРАСТРУКТУРЕ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА ПЕРСПЕКТИВНЫХ
СВЕРХТЯЖЕЛЫХ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА КОСМОДРОМЕ
«ВОСТОЧНЫЙ»**

В.А. Игрицкий

МГТУ им. Н.Э. Баумана

igritsky_v_a@mail.ru

На космодроме «Восточный» до 2030 года должны быть созданы объекты пускового минимума космического ракетного комплекса сверхтяжелого класса (КРКСТК). Особенностью этого космодрома является то, что он расположен рядом с судоходной рекой Зея, что позволяет использовать водный транспорт для перевозки тяжеловесных и негабаритных грузов, а также уменьшения затрат на перевозки.

Анализ ограничений судоходства, накладываемых габаритами фарватеров Амуре и Зее, а также подполётного габарита мостов показывает, что имеющийся водный путь от Тихого океана до космодрома позволяет перевозить на специальных судах крупногабаритные грузы диаметром примерно до 13 м и массой до нескольких сотен тонн, а грузы диаметром до 10 м и массой до 100 тонн можно будет перевозить на стандартных судах. Поэтому представляется рациональным рассмотреть вопрос размещения планируемого ракетного завода КРКСТК не в районе ЗАТО Углегорск и г. Циолковский, а на берегу Зеи или планирующихся водохранилищ Нижнезейского каскада ГЭС, что может существенно облегчить операции по транспортировке негабаритных грузов, включая отправку собранных ракет для использования в проектах типа «Морской старт», а также обеспечить при необходимости работу предприятия в кооперации с заводами Комсомольска-на-Амуре и европейской части страны.

Также в случае размещения стартовых площадок КРКСТК у водохранилища существует перспектива размещения основной части обслуживающих систем стартового комплекса на плавсредствах, что позволит отказаться от строительства большого количества дорогостоящих защищённых сооружений, потерн и трубопроводов за счёт возможности эвакуации плавсредств перед пуском. Также в этом случае возможен отказ от создания спецпути при обеспечении доставки ракеты на стартовый комплекс по воде. Ограничения на запуск по ледовой обстановке при этом в принципе могут быть минимальными в случае размещения объектов комплекса в зоне незамерзающей полыньи, образующейся ниже одной из планируемых на Зее ГЭС.

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ПРИНЦИПОВ ВЫБОРА ОБЪЕКТОВ НАЗЕМНОЙ
ИНФРАСТРУКТУРЫ ПРИ СОЗДАНИИ КОСМИЧЕСКИХ РАКЕТНЫХ
КОМПЛЕКСОВ**

Е.А. Чепель

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»
имени М.К. Янгеля»,
г. Днепропетровск, Украина
info@yuzhnoye.com*

Наземный комплекс – это функционально связанный с РН комплекс технических средств и сооружений, предназначенный для обеспечения транспортировки и приема РН и компонентов ракетного топлива на космодром, хранения, приведения и поддержания РН в готовности к пуску, технического обслуживания РН, подготовки пуска, пуска и контроля полета РН на участке выведения, обеспечения увязки КРК с космодромом базирования, обеспечения контроля поставляемых на космодром составных частей РН и др. Поэтому, какой бы ни была РН, ее подготовка к пуску и пуск возможны только при наличии соответствующего наземного комплекса, состоящего из необходимого для работы с ракетой оборудования, систем и строительных сооружений.

Каждый наземный комплекс создается под конкретную ракету-носитель с учетом требований Заказчика и специфических внешних воздействий и не может быть заменен другим подобным комплексом без соответствующей доработки. Проектирование наземного комплекса требует от разработчика комплексного подхода к разработке, поскольку малейшие изменения параметров ракеты или технологии работ влекут за собой изменение состава комплекса, в том числе внедрение новых систем и агрегатов. Поэтому проектант НК должен обладать знаниями по всем системам, входящим в состав комплекса, чтобы уметь грамотно увязать и согласовать работу всех объектов и систем. Основная часть объектов создается вновь либо специально дорабатывается под соответствующие условия и требования эксплуатации.

Облик наземного комплекса определяется его назначением и свойствами, заданными как из вне (внешними требованиями), позволяющими выполнить задачи верхних для комплекса иерархических структур, так и внутренних требований, определяющих эксплуатационные характеристики его элементов.

Таким образом, для определения состава комплекса необходимо реализовать следующие этапы:

- Определение **тактико-технических характеристик РН**;
- Проведение **рекогносцировочных работ** с целью выявления специфических требований к объектам НК, необходимых для нормального функционирования в данных условиях эксплуатации;

- Разработка **технологии работ** при подготовке пуска и пуске РН на НК.

Результаты рекогносцировки позволяют определить зоны размещения объектов НК, наличие и возможность использования объектов из уже существующей инфраструктуры в целях вновь создаваемого НК, необходимость использования оборудования и объектов с характеристиками, требуемых для функционирования в данных условиях и т.д. По результатам разработки технологии работ можно сформировать состав наземного комплекса, определить необходимость создания специального технологического оборудования, выявить особенности в облике тех или иных элементов комплекса (размещение и конфигурация зданий, сооружений, агрегатов и систем).

Окончательный облик наземного комплекса формируется после завершения процесса проектирования. Это связано с тем, что каждый наземный комплекс является уникальным и технические решения, принятые в начале проектирования могут быть пересмотрены и дополнены в ходе дальнейших проработок комплекса. Таким образом, симбиоз тактико-технических характеристик РН и наземных систем формирует облик ракетного или ракетно-космического комплекса, что является определяющим при оценке всего проекта в целом.

ИДЕОЛОГИЯ ПОСТРОЕНИЯ СТАРТОВОГО КОМПЛЕКСА РКК «МАЯК»

А.В. Мокин, А.А. Исаев

**Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»
имени М.К. Янгеля»,**

г. Днепропетровск, Украина

info@yuzhnoye.com, eaisaiev@rambler.ru

Для определения и принятия оптимальной концепции построения стартового комплекса (СК) для вновь создаваемого ракетно-космического комплекса (РКК) «Маяк» производится анализ существующих СК.

Анализ вариантов построения СК проводится с учетом следующих этапов работ на СК:

- штатная подготовка к пуску и пуск;
- послепусковые работы;
- отмена пуска;
- аварийное прекращение пуска (АПП) в случае невыхода двигательной установки (ДУ) на главную ступень тяги.

Кроме того, учитывается влияние выбора варианта на облик РКН и, как следствие, на такие этапы эксплуатации, как железнодорожная транспортировка ракетных блоков с завода-изготовителя и подготовка РКН на техническом комплексе (ТК).

Для уточнения облика СК для РКК «Маяк», рассматриваются следующие варианты построения СК:

- вариант вертикальной сборки РКН на СК с использованием мобильной башни обслуживания;
- вариант горизонтальной сборки РКН в МИКе с использованием отсека удержания и ручных операций на СК (по типу РКН «Antares»);
- вариант горизонтальной сборки РКН в МИКе с использованием автоматических операций на СК (по типу РКН «Зенит»);
- вариант горизонтальной сборки РКН в МИКе с использованием пусковой платформы (по типу РКН «Falcon»);
- вариант горизонтальной сборки РКН в МИКе с использованием отсека удержания и ручных операций на СК (по типу РКН «Маяк»).

При этом учитываются такие требования, как:

- РКН «Маяк» – двухступенчатая, с использованием в качестве основных компонентов топлива керосина и жидкого кипящего кислорода, на второй ступени используется двигательная установка малой тяги, работающая на компонентах топлива АТ+НДМГ;
- РКН «Маяк» выполняется в стартовом весе ~ 370 тс с диаметром корпуса РН 3,9 м и тягой двигателей ~ 487 тс;
- заправка компонентами топлива КА, двигательной установки малой тяги (ДУ МТ) и бака «Г» второй ступени осуществляется на заправочно-нейтрализационной станции (ЗНС);
- в процессе работ на СК на РКН подаются сжатые газы (азот, подогретый азот, теплый гелий, переохлажденный гелий, сжатый воздух), обеспечивается термостатирование сухих отсеков РКН, при этом термостатирование КГЧ обеспечивается вплоть до команды контакт подъема (КП);
- стартовый комплекс РКК «Маяк» разрабатывается с учетом обеспечения не менее 100 пусков РКН за весь период его эксплуатации;
- составные части стартового комплекса РКК «Маяк-22» должны быть стойкими к воздействию внешних факторов (механических, климатических, биологических) на всех этапах эксплуатации РКК;
- работы на стартовом комплексе проводятся при скорости ветра у земли не выше 18 м/с;
- работы с РКН на СК по штатной подготовке к пуску проводятся в течение двух суток с последующей предстартовой подготовкой в течение 5 часов. Возможна стоянка РКН на ПУ в «сухом» состоянии в течение четырех суток.

В материалах доклада:

1. Приведен анализ существующих вариантов построения СК;
2. Проведен выбор оптимального варианта построения СК;
3. Приведено описание выбранного варианта построения СК.

ПОДХОДЫ К ПРОГНОЗИРОВАНИЮ СРОКА СЛУЖБЫ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ РКК

А.Н. Богдан, А.С. Кокарев, С.Н. Бояршинов

ВКА имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

bogdan_1977@mail.ru, askokarev@gmail.com, serqvvp@ya.ru

При эксплуатации технологического оборудования (ТлОб) ракетно-космического комплекса (РКК) необходимо рационально использовать фактический технический ресурс, заложенный при его проектировании и изготовлении.

Для разрешения вышеуказанной задачи, был проанализирован накопленный в Российской и мировой науке опыт решения подобных задач, учеты исследования, проведенные в смежных областях науки и техники, и была разработана методология эксплуатации вооружения по фактическому техническому состоянию.

Данная методология в течение последнего десятилетия была апробирована на практике при решении задач по продлению назначенных показателей ресурса (НПР) и срока службы стартовых и технических комплексов РКК и других объектов вооружения КВ.

В настоящее время значительная часть ТлОб выработала назначенный ресурс и практически все – гарантийный ресурс. При этом имеется существенный запас технического ресурса по большинству компонентов ТлОб РКК.

Для дальнейшего продления срока службы ТлОб привлекаются сторонние лицензированные организации, которые при помощи методического аппарата оценивают условный и безусловный ресурс. Однако эта методология не позволяет оценивать моральное старение ТлОб.

На основе изучения работ, посвященных теории и практике эксплуатации сложных технических комплексов, предлагается новый подход к прогнозированию срока службы ТлОб РКК, который позволяет учесть моральное старение и более точно определить его безусловный остаточный ресурс.

ВЫБОР КОНСТРУКЦИИ СОВМЕЩЕННОГО ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ЭЛЕМЕНТА КОМПЛЕКТА ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ ШАХТНОЙ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКИ

Д.К. Гусев

Военная академия РВСН имени Петра Великого

gdk80@yandex.ru

Принято считать, что круговое вращающееся магнитное поле (КВМП) для трёхфазных систем базируется на трёх условиях. Однако, для полного описания КВМП необходимо ещё одно условие, которое представляется условием связи между электрическими параметрами обмоток и конструкци-

ей сердечника. Анализируя эти условия видно, что речь идёт о преобразовании электрической энергии в механическую, но ни в одной из формул ни одной из механических величин нет.

На основании данного замечания можно сделать вывод, что условия образования КВМП можно использовать как для электродинамических процессов (электрические машины переменного одно-, двух- и трёхфазного тока), так и для статических процессов, в которых электрическая энергия одного вида преобразуется в электрическую энергию другого вида.

Существуют описания статических электромагнитных устройств (СЭУ) с КВМП, выполняющие преобразования: напряжения, числа фаз, частоты, формы кривой и стабилизацию амплитуды напряжения, в которых использовался пазовый сердечник с обмотками. Однако с ростом функций максимум системного смысла не характеризует совершенство конструкции с точки зрения экономии материала, элементов и деталей, так как даже при трёх функциях необходимо три сердечника, три первичных обмотки и n вторичных обмоток.

Введя количественную оценку логической целостности устройства в которой характеристика целесоответствия соотнесена со связанными с этими материальными затратами, получаем, что требование максимума системного смысла может быть заменено требованием обеспечения в процессе проектирования устройства минимума целостности. Практически это означает, – что идеальной конструкцией СЭУ является конструкция из одного элемента, когда применительно к решаемой задаче: необходим один сердечник и набор обмоток к нему, при этом первичной может быть одна из них, а число вторичных обмоток должно соответствовать числу решаемых функций.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ РАЗЛИЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ

Д.К. Гусев, А.С. Шевченко

Военная академия РВСН имени Петра Великого

gdk80@yandex.ru

По условиям образования кругового вращающегося магнитного поля (КВМП) обмотка статического устройства должна быть распределенной в пространстве. Данное положение реализуется только тогда, когда каждая фаза обмотки будет уложена в нескольких пазах, сдвинутых по развёртке на один и тот же угол.

В отличие от обмоток электрических машин обмотки статических электромагнитных устройств (СЭУ) должны быть равномерно распределёнными по окружности сердечника.

Если в электрических машинах используют в основном только два способа улучшения формы кривой магнитной индукции в воздушном зазоре, то во всех СЭУ можно реализовать и третий способ, достигаемый за счёт скоса пазов внешнего сердечника по отношению к пространственному положению пазов внутреннего сердечника.

Обобщение теоретических основ построения статорных обмоток позволило предопределить основы построения обмоток СЭУ при условии, что в магнитной системе устройства создано КВМП, сущность которых сводится к следующему.

Обмотки СЭУ должны быть равномерно распределёнными по окружности сердечника, в то время как обмотки электрических машин являются просто распределёнными. В обмотках СЭУ должны быть реализованы все три способа улучшения качества электроэнергии, поскольку СЭУ функционирует при входной внешней электроэнергии и в кривой индукции воздушного зазора могут быть высшие гармоники, искажения симметрии и т.д. Учитывая необходимость введения всех трёх коэффициентов: коэффициента распределения, коэффициента укорочения и коэффициента скоса пазов, обмоточный коэффициент СЭУ будет невысок, что скажется на величине КПД устройства. Математическая модель СЭУ в режиме преобразования напряжения включает в себя все уравнения с результирующими магнитодвижущими силами (МДС) и все выражения определяющие коэффициенты распределения, укорочения, скоса пазов, и обмоточный коэффициент в целом.

СПОСОБЫ НЕЙТРАЛИЗАЦИИ ВЫСШИХ ГАРМОНИК В ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ УСТРОЙСТВАХ

Д.К. Гусев, И.А. Сальников

Военная академия РВСН имени Петра Великого

gdk80@yandex.ru

Принципиально статическое электромагнитное устройство (СЭУ) может быть выполнено по разным конструктивным схемам, что предопределяет и разное качество выходного напряжения в каналах. Высшие гармоники на выходе СЭУ должны быть нейтрализованы из-за того что: они уменьшают КПД СЭУ, приводят к перегреву аппаратуры, не участвуя в полезной работе.

Одним из самых мощных каналов преобразования электроэнергии в комплексах электрооборудования (КЭО) шахтной пусковой установки (ШПУ) является канал выпрямления тока типа преобразователя статического (ПС). Местонахождение многих объектов ракетного комплекса (РК) относится к отдалённым, а это означает, что из-за отдалённости качеству электроэнергии на входе объекта РК уделяется мало внимания.

Рассмотрен первый способ фильтрации высших гармоник в СЭУ (за счёт изменения конструкции обмоток) применяемых в теории электрических машин, и использованы некоторые его положения в исследовании, поскольку конструкции электрических машин и смещённых элементов совпадают по большинству элементов. Но поскольку первый способ нейтрализации высших гармоник известен давно, то представляет интерес применение в СЭУ второго способа, в основе которого находится теория якорных обмоток. Якорные обмотки машин переменного тока участвуют в электромеханическом преобразовании энергии и могут выполнять роль пространственного фильтра, обеспечивающего ослабление высших временных гармоник в кривой ЭДС и высших пространственных гармоник.

Рассмотрены возможные способы улучшения фильтрующих свойств якорных обмоток на уровне катушечных групп: укорочение шага; распределение, т.е. применение обмоток с целым числом катушек на фазную зону; скос пазов или применение дробных q для подавления зубцовых гармоник ЭДС; применение синусных и веерных обмоток, катушки которых имеют разные числа витков. Рассмотрены обобщённые результаты исследований данного фактора в теории электрических машин переменного тока, и определены свойства обмоток, которые могут найти применение в СЭУ.

СПОСОБ УНИФИКАЦИИ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ НАПРЯЖЕНИЯ КОМПЛЕКТОВ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ ОБЪЕКТОВ РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА

Д.К. Гусев

Военная академия РВСН имени Петра Великого

gdk80@yandex.ru

Имеются системы электроснабжения, в которых используется ряд преобразователей электрической энергии (ПЭЭ), работающих параллельно на общую нагрузку. Схемы ПЭЭ обладают высокой надёжностью, однако все преобразователи энергии должны иметь равные параметры. В свою очередь параметры одного уровня предопределяют одинаковость схем преобразователей и обычно данные преобразователи являются преобразователями постоянного напряжения одного номинала в постоянное напряжение другого номинала.

Однако, как показал опыт эксплуатации параллельно соединённых преобразователей, условия параллельной работы нарушаются по производственным и эксплуатационным факторам, поэтому параметры ПЭЭ становятся неидентичными.

Необходимо оценить влияние неидентичности каналов преобразования на примере использования n преобразователей. Задача сводится к выбору способа унификации и средству его технической реализации, при условии,

что имеют место некоторые ограничения. Для решения данной задачи практический интерес представляет не общее решение, а частный случай, когда преобразователь, имеющий несколько большее напряжение, может недопустимо перегрузиться, в то время как остальные преобразователи будут работать с недогрузкой.

Для выяснения влияния отдельных факторов на характер распределения нагрузки между преобразователями рассмотрены частные случаи: влияние неравенства напряжений настройки внутренних регуляторов напряжения (ВРН) на распределение нагрузки между преобразователями; влияние неравенства сопротивлений плюсовых участков выходных цепей ПЭЭ; влияние числа параллельно работающих преобразователей. Сделаны выводы, что при наличии уравнивающей цепи нагрузка распределяется между ПЭЭ более равномерно; влияние неравенства сопротивлений положительных участков выходных цепей ПЭЭ на распределение нагрузки между параллельно включенными преобразователями относительно невелико; в системах автономного электроснабжения с большим числом ПЭЭ потребуется большая точность работы в ВРН.

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ КОМПЛЕКТОВ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ ОБЪЕКТОВ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

В.Е. Алехин

ВА РВСН им. Петра Великого

raumaster@mail.ru

Модель построения комплектов электрооборудования разработана на основе теории линейных систем автоматического управления и содержит комплекс аналитических выражений, позволяющих определить условия устойчивости установки.

В своём развитии САЭ объектов РК прошли значительный путь и если объекты РК ракет средней дальности обеспечивались преобразователями электрической энергии электромашинного типа, например, МГ или ВПЛ, то САЭ объектов РК ракет МБР снабжены преобразователями электрической энергии (ПЭЭ), основанными на элементах полупроводниковой техники.

Наиболее распространенными ПЭЭ современных САЭ являются трёхфазные выпрямители, трёхфазные инверторы, многоканальные конверторы и т.п.

Анализ схем ЭМЭ показал, что их суммарный КПД низок, число решаемых ими функций невелико и что имеются устройства, основанные на эффекте кругового вращающегося магнитного поля (КВМП), которые при КПД, равным 0,82...0,85 решают больший спектр функций при одном общем сердечнике.

Учитывая возможности устройств с КВМП можно предположить, что описанные ЭМЭ могут быть унифицированы – заменены одним устройством с КВМП.

Данный вывод базируется на том, что у всех устройств имеются одни и те же сходственные параметры: сердечники, первичные одно- и трёхфазные обмотки, вторичные одно- и трёхфазные обмотки, а также функции преобразования напряжения, числа фаз и числа каналов.

Наличие сходственных параметров для двух устройств с различными принципами действия (пульсирующее магнитное поле у ЭМЭ КЭО 15Р170 и круговое магнитное поле у предлагаемых устройств) позволяет исследовать данные устройства на основе теории подобия или на основе положений унификации радиоэлектронных средств.

ВЫБОР ПОКАЗАТЕЛЯ И КРИТЕРИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ СОВМЕЩЕННОГО ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ЭЛЕМЕНТА НА ОСНОВЕ КОНЦЕПЦИИ ОПТИМИЗАЦИИ

В.Е. Алехин, И.А. Сальников, Р.Б. Борисов

ВА РВСН им. Петра Великого

raumaster@mail.ru

Показатель и критерий эффективности для электромагнитного элемента, используемого в технических системах, были определены на основе использования концепции оптимизации.

В рамках концепции пригодности используется КЭ: критерий приемлемого результата, критерий допустимой гарантии, критерий допустимого гарантированного результата, а в рамках концепции оптимизации применяются КЭ: критерий наибольшего результата, критерий наибольшего среднего результата, критерий наибольшей вероятностной гарантии результата и критерий наибольшего гарантированного результата.

В свою очередь основными принципами выбора критерия эффективности являются:

- строгое соответствие критерия эффективности целевой функции критической системы;
- возможность учёта с помощью выбранного КЭ всего многообразия факторов, определяющих количество работы технической системы;
- соответствие КЭ направленности и цели проводимых исследований;
- простота и ясность физического смысла принимаемых показателей качества и КЭ;
- возможность количественной оценки выбранных критериев;
- непротиворечивость частных показателей к общему критерию эффективности.

Таким образом, эффективность комплекта электрооборудования, оцениваемая через величину потерь мощности в комплекте $W(\Delta P)$ будет равна максимальному значению, т.е.

$$W(\Delta P^*) = \max W(\Delta P), \quad \Delta P^* \in \Delta P \quad (1)$$

$$t \rightarrow t_{\text{ср.сл.}}$$

при условии, что стоимость (C_p), стоимость (C_n) и эксплуатации ($C_э$) совмещенного ЭМЭ не превысит допустимого значения, т.е.

$$C_p + C_n + C_э \leq C^{\text{доп}} \quad (2)$$

где:

$$C^{\text{доп}} = C_{\text{ТБ}} + C_{\text{ПТ}} + C_{\text{ППС}} \quad (4)$$

Полученный показатель и критерий эффективности можно использовать для электромагнитных элементов различных технических систем, применяемых как в Вооруженных Силах РФ, так и на предприятиях промышленности.

СОЗДАНИЕ РОБОТОТЕХНИЧЕСКОЙ МАШИНЫ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ГОТОВНОСТИ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

С.В. Рулев, И.А. Сальников, А.В. Чемусов, А.С. Шевченко

Военная академия РВСН имени Петра Великого

xan-rule@ya.ru

Поддержание перспективных РК любого способа базирования в установленной готовности к применению в условиях ведения боевых действий обычным высокоточным оружием (ВТО), вследствие предполагаемой длительности этого периода до двух и более месяцев и уязвимости ракетных комплексов (РК) и средств обслуживания, ставит проблему восстановления готовности, получивших повреждения пусковых установок (ПУ) и командных пунктов (КП) в местах несения боевого дежурства (БД), а также на маршрутах боевого патрулирования (МБП) независимо от состояния уязвимых стационарных баз обслуживания.

С такой целью необходимо сократить объём и уменьшить сложность работ, проводимых по восстановлению готовности ПУ (КП) путём разработки и создания мобильной многофункциональной робототехнической машины восстановления боевой готовности (МВБГ), имеющей высокую живучесть, определяемую её подвижностью и специфичностью решаемых задач.

Решение проблемы восстановления боевой готовности ПУ (КП) в полевых условиях требует полноты, качества и достоверности контроля технического состояния систем и агрегатов с автоматической оценкой выявленных неисправностей (отказов) на выполнение боевых задач. Поэтому МВБГ

должна быть оснащена средствами диагностики, позволяющими определять готовность ПУ и определять нахождение места неисправности с точностью до одного блока с вероятностью 0,98...0,99 в системах непосредственно участвующих в подготовке и пуске ракеты. МВБГ должна создаваться на базе шасси высокой проходимости обеспечивать перегрузку ракет в полевых условиях.

В состав структуры МВБГ должен быть включен следующий комплект роботов и робототехнических устройств: роботы-манипуляторы – для монтажа (демонтажа) объёмных модулей (бункеров); роботы-манипуляторы – для работы с грузом 200...1000 кг на высоте 4...5 м (скорость перемещения поступательная – 1 м/с, вращательная – 2 рад/мин) с дискретностью шага 0,1...1 мм); транспортные роботы – для доставки удлиненных кумулятивных зарядов (УКЗ) и иных пиротехнических средств и установки их в местах расчистки завалов, образовавшихся в результате взрыва ВТО и оружия массового поражения (ОМП); роботы-телеоператоры – для визуального осмотра и оценки технического состояния поврежденных агрегатов ракетного комплекса; роботы-разведчики – для ведения радиационной, химической и биологической разведки, а также оценки степени заражения окружающей среды в результате воздействия противника; роботы-водители – для эвакуации автономных пусковых установок (АПУ) и другой колесной техники из зоны заражения, где использование личного состава из-за пожара или радиационного фона невозможно; роботы-сварщики – для сварки (резки) арматуры металлоконструкций, трубопроводов и т.п.; информационные роботы – для осуществления сбора, обработки и передачи информации о техническом состоянии ПУ (КП), а также об окружающей среде и состоянии самих роботов; дистанционные системы управления роботами по радио, либо кабельным линиям связи, с активной ролью человека-оператора; управляющие ЭВМ с программным и адаптивным управлением роботами МВБГ.

В состав МВБГ должны включаться универсальные роботы, способные в короткие сроки быть перенастроены с одного вида выполняемых работ на другие, например, путем использования модульных блоков. Оснащение МВБГ роботами с телекамерами и манипуляторами со специальными инструментами, в зависимости от вида выполняемых работ, позволит повысить степень механизации и автоматизации при выполнении штатных и нештатных технологических операций на ракетном вооружении, сократить продолжительность их выполнения, а также будет способствовать снижению потерь среди личного состава и военной техники при ведении боевых действий и ликвидации аварийных ситуаций на ПУ (КП) ракетных комплексов.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПЕРЕГРУЗОК, ВОЗНИКАЮЩИХ ПРИ ТРАНСПОРТИРОВКЕ БЛОКОВ РКН «СОЮЗ-2.1Б»

А.А. Валиков, В.А. Зверев

МГТУ им. Н.Э. Баумана,

А.А. Цуцков

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – «КБ «Мотор»

Одна из современных модификаций РКН семейства «Союз» является РКН «Союз-2.1Б». РКН «Союз-2.1Б» доставляют в МИК в виде отдельных блоков, которые перевозятся в контейнерах, установленных на железнодорожные платформы. Блоки РКН достаточно хорошо воспринимают осевую нагрузку и значительно хуже нагрузку поперечную. Контейнер не должен передавать на блок нагрузку выше допустимой.

Данная работа посвящена определению коэффициента динамичности нагрузки на узлы крепления блока РКН в контейнере, вызванной макропрофилем железнодорожного пути. Определение коэффициентов динамичности системы «контейнер - транспортируемый блок» проводится в два этапа:

- определение частот и форм собственных колебаний системы «контейнер - транспортируемый блок»;

- определение зависимости коэффициентов динамичности от частот внешнего воздействия (амплитудно-частотной характеристики) для вертикального, бокового и продольного направлений.

Частоты и формы собственных колебаний конечно-элементной модели «контейнер – ракетный блок» рассчитываются при помощи ПК «SADAS», созданном на кафедре «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Полученные результаты позволяют определить резонансные частоты в системе «контейнер – ракетный блок» и направления воздействия, при которых они возникают.

Зависимость коэффициентов динамичности от частоты воздействия, т.е. амплитудно-частотная характеристика, определяется из отношения скоростей движения контрольных точек (контрольными точками являются узлы транспортируемого блока в местах его крепления к опорам транспортного контейнера) к скоростям движения точек приложения синусоидального динамического воздействия при различных значениях его частот. Определение максимального коэффициента динамичности нагрузки позволяет вычислить перегрузки действующие на блок РКН в местах крепления к контейнеру.

Секция 13

**Баллистика, аэродинамика летательных аппаратов и
управление космическими полетами****БЕЗОПАСНОСТЬ ЭКИПАЖЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ПОЛЁТЕ***В.А. Соловьёв, В.Е. Любинский**РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва**vladimir.soloviev@sfoc.ru, valery.lubinsky@rsce.ru*

При создании пилотируемых космических аппаратов (КА), а также в ходе их лётных испытаний и эксплуатации одним из важнейших условий является обеспечение безопасности космонавтов во время полёта. Решение этой задачи разбивается на две части: первая – недопущение возникновения ситуаций, опасных для экипажа, и вторая – если они всё-таки реализуются – противодействие их негативному влиянию на здоровье и жизнь экипажа.

В докладе рассматриваются возможные причины возникновения ситуаций такого рода (т.н. нештатных ситуаций – НС), меры обеспечения безопасности экипажей, принимаемые в процессе создания КА и при подготовке к их полёту, а также в ходе оперативного управления полётом. Освещаются применяемая в настоящее время методология парирования НС и внедряемые в настоящее время в практику эксплуатации пилотируемых космических аппаратов автоматизированные системы поддержки деятельности персонала управления полётом и экипажей КА в условиях противодействия возникшей НС. Обсуждаются проблемы, связанные с обеспечением безопасности космонавтов в перспективных программах как околоземных, так и «лунных» и межпланетных полётов, и предлагаются некоторые возможные пути их решения.

**ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОПТИМИЗАЦИИ ПЛАНИРОВАНИЯ СРЕДСТВ
НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
МУЛЬТИАГЕНТНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ***С.П. Грачев, Д.А. Калашников**ООО «НПК «Разумные решения»,**РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва**sergey@grachev.me, Dmitry.Kalashnikov@sfoc.ru*

Среди задач управления космическими аппаратами особое место занимает планирование сеансов связи по обмену различными видами

информации (командно-программной, телеметрической и др.) между КА и ЦУП через технические средства наземного комплекса управления (НКУ), расположенные на отдельных командно-измерительных комплексах (ОКИК) и наземных измерительных пунктах.

Сложность задачи в значительной мере увеличивается, если вместо одного КА рассматривается группировка КА, каждый из которых решает свои целевые задачи, имеет на борту свои радиотехнические средства приема-передачи информации с наземными отдельными командно-измерительными комплексами (ОКИК). Кроме этого, необходимо учитывать требования, накладываемые на сеансы связи отдельных КА из группировки, связанные с необходимым уровнем резервирования ресурсов при выполнении ими сложных и ответственных операций.

Рассматриваются особенности постановки задачи оптимизации показателей надежности и экономичности при планировании сеансов связи для обмена различными видами информации группы космических аппаратов (КА) и центра управления полетами (ЦУП) через сеть наземных измерительных пунктов.

Показывается, что для решения поставленной задачи требуется нахождение динамического баланса интересов задач и ресурсов, задействованных для управления различными КА, что предполагает взаимно согласованный учет целого ряда индивидуальных особенностей проводимых операций, состава имеющихся технических средств, наличия каналов связи и других важных параметров.

Обосновывается вывод о целесообразности применения для решения поставленной задачи мультиагентных технологий, которые позволяют создавать гибкие самоорганизующиеся расписания сеансов связи различных КА с ЦУП через технические средства сети наземных командно-измерительных комплексов и измерительных пунктов.

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ СИСТЕМА ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ, ВОЗНИКАЮЩИХ В ПОЛЁТЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ПРОГРЕСС»

О.И. Ляхин, Ю.С. Юрыгина, А.И. Носкова, Е.Г. Скорюпина

Группа компаний «Генезис знаний»

yurygina@smartsolutions-123.ru

В.Е. Любинский, Н.В. Мишурова

РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва

valery.lubinsky@rsce.ru

Управление полетами современных космических аппаратов (КА) требует своевременного обнаружения и ликвидации нештатных ситуаций (НС) на

их борту. С учетом того, что во многих случаях время принятия решений по действиям в условиях возникшей НС весьма ограничено, необходимы средства автоматизации, которые позволят помочь специалистам оперативно и комплексно оценить ситуацию, рассмотреть различные варианты по выходу из нее и оценить её последствия. Для достижения поставленной цели предлагается разрабатываемая в настоящее время интеллектуальная автоматизированная система обнаружения и парирования нештатных ситуаций, вызываемых отклонениями от нормы в состоянии и функционировании бортовых систем транспортно-грузового корабля «Прогресс».

Основные задачи, решаемые системой: идентификация отклонений от штатной работы, идентификация НС, формирование оперативной циклограммы действий по устранению НС в соответствии с регламентированными инструкциями, моделирование и прогнозирование последствий НС, визуализация основных физических узлов КА и его систем для оперативного получения необходимой информации в процессе выработки рекомендаций для принятия решений.

В основе методов выполнения этих задач лежит: конструирование специализированной концептуальной модели ПКА с применением онтологий и создание программной мультиагентной модели, использующей концептуальную модель ПКА для решения поставленных задач.

Концептуальная модель ПКА включает: описание физической конфигурации основных узлов и систем ПКА; описание происходящих в них физических процессов, позволяющее выполнять их моделирование и прогнозирование, описание классов НС, позволяющее выполнять идентификацию НС, а также описание регламентированных инструкций, позволяющее оперативно формировать план действий, моделировать управляющие воздействия и прогнозировать дальнейшее развитие ситуации в целом. В докладе освещаются принципы и основные черты методологии решения указанных задач предлагаемой системой.

БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ МАНЕВРИРОВАНИЯ МКС ЗА 15-ЛЕТНИЙ ПЕРИОД

Р.Ф. Муртазин, Е.С. Заборская

*РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва
Rafail.Murtazin@rsce.ru, Michelle.ZES@gmail.com*

20 ноября 2013 года исполнилось 15 лет со дня запуска функционально-грузового блока “Заря” - первого элемента Международной космической станции, ставшей за годы освоения космоса самым крупным космическим аппаратом, находящимся в околоземном пространстве. На сегодняшний день эта сложная техническая система является многофункциональной науч-

ной лабораторией с постоянно нарастающим потоком транспортных кораблей, требующая непрерывного управления для обеспечения успешного функционирования и безопасности.

Задача поддержания высоты орбиты в соответствии с выбранной высотной стратегией является важнейшей при управлении МКС. От рационального выбора высотного профиля зависит как стоимость строительства, так и надёжность выполнения транспортных операций.

В работе рассмотрена эволюция высотной стратегии МКС от выведения ФГБ до сегодняшнего дня, проведён анализ маневрирования на основе статистических данных по манёврам за 15-летний период, приведена классификация манёвров по различным показателям, а также представлено количественное и качественное сравнение маневрирования МКС с ранее существовавшими ОС “SkyLab”, “Салют-6”, “Салют-7” и “Мир”.

НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ СРЕДСТВ И ТЕХНОЛОГИЙ УПРАВЛЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫМИ ОРБИТАЛЬНЫМИ ГРУППИРОВКАМИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

М.М. Матюшин, Н.Л. Соколов, В.М. Овечко

ЦУП ФГУП ЦНИИмаш

snl@mcc.rsa.ru

В условиях планируемого расширения состава орбитальных группировок космических аппаратов, усложнения спектра выполняемых ими целевых задач существенно повышается важность проблемы рационального применения средств наземного и спутникового контуров управления. При этом возникает необходимость выполнения качественно новых задач, связанных с управлением группировкой КА как единой системой взаимосвязанных элементов, а не как совокупностью отдельно взятых объектов. К таким задачам следует отнести: рациональное задействование наземных и космических средств управления; оперативное перераспределение функций между отдельными КА для повышения качества и быстродействия получения целевой информации; системный анализ состояния группировки КА и средств управления с выдачей рекомендаций по принятию управленческих решений и др. Отсутствие рациональных решений этих задач неизбежно приведет к конфликтным ситуациям при распределении средств управления, снижению надежности и оперативности выполнения программ полета.

В связи с этим выдвигаются повышенные требования к технологиям применения органов оперативного управления группировками КА – Центра ситуационного анализа, координации и планирования средств НАКУ (ЦСАКП), Центра управления ретрансляции и связи (ЦУРС).

В докладе содержится описание основных технологий комплексного применения органов оперативного управления, обеспечивающих эффективную эксплуатацию группировок КА. В частности представлены технологии оптимального использования средств НКУ и спутникового контура; технологии совместного применения орбитальных группировок КА для повышения оперативности решения целевых задач; технологии коррекции программ управления на основе рекомендаций при проведении ситуационного анализа состояния орбитальных группировок КА и средств управления.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОЛОГИИ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

ДАЛЬНЕГО КОСМОСА

М.М. Матюшин, Н.Л. Соколов, Д.А. Зеленев

ЦУП ФГУП ЦНИИмаш

snl@mcc.rsa.ru

Одной из основных тенденций развития космической деятельности является активизация изучения планет и тел Солнечной системы. В рамках Федеральной космической программы предусматривается проведение работ, предполагающих создание и использование орбитальных и спускаемых модулей для исследования Луны, Марса, Юпитера. Это предопределяет необходимость развития методологии оптимизации проектных параметров космических комплексов, разработки эффективных методов, алгоритмов и технологий управления КА в процессе формирования спутниковых орбит и спуска на поверхность планет.

Представлено описание рациональных технологий автономного управления перспективными КА на основе использования элементов искусственного интеллекта. Применительно к аппаратам дальнего космоса, функционирующих на значительном удалении от наземных станций, использование таких технологий является безальтернативным вариантом управления в масштабе времени, близком к реальному. Особую важность технологии автономного управления приобретают при полете КА в атмосфере планет где возможные отклонения ее параметров от прогнозируемых неизбежно приведут к отличию реальных траекторий полета от расчетных и к необходимости проведения оперативных коррекций программ управления.

Дается описание новых методов и алгоритмов расчета оптимальных траекторий движения КА при формировании спутниковых орбит планет назначения, спуске на поверхность планет. Показана высокая эффективность использования комбинированных схем выведения КА на орбиты по сравнению с традиционными ракетодинамическими схемами. Приводятся безытерационные алгоритмы управления КА аэродинамическим качеством при

спуске в атмосферах с использованием различных критериев оптимальности, крайних условий и ограничений.

ПАРИРОВАНИЕ АНОМАЛЬНЫХ СИТУАЦИЙ В ХОДЕ ПОЛЕТА ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПОМОЩЬЮ ТЕОРИИ НЕЧЕТКИХ МНОЖЕСТВ

А.В. Донсков

РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва

aleksej_ne@mail.ru

В ходе полета пилотируемого космического аппарата (ПКА) возможно возникновение неоднозначных ситуаций под воздействием внешних факторов (агрессивная внешняя среда, физические воздействия и т.д.), которые ведут к изменению текущего состояния ПКА. Такие изменения зачастую приводят к негативным последствиям, начиная от влияния на выполнение программы полета до угрозы безопасности экипажа КА. Данные ситуации имеют название аномальные.

Для их парирования необходимо четко понимать природу их возникновения и возможные пути дальнейшего развития с учетом степени критичности, как для экипажа, так и самого ПКА. Понимание текущей ситуации затрудняется ограниченным лимитом времени из-за скорости развития аномалии и неполнотой информации о ней, что вносит неопределенность в понимание происходящего на борту КА. Поэтому лицо, принимающее решение (ЛПР) вынужден зачастую принимать решение по парированию АС основанное на личном опыте или интуиции.

В докладе представлен один из подходов к прогнозированию развития аномальных ситуаций в ходе полета ПКА и их парирование с помощью теории нечетких множеств при неполноте информации о текущей ситуации на борту ПКА при возникновении АС.

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА РЕАЛИЗАЦИИ ПОЛЁТНЫХ ОПЕРАЦИЙ

А.А. Коваленко, Н.Ю. Поликашина

РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва

Andrey.Kovalenko@sfc.ru

В докладе представлен анализ существующего процесса реализации полётных операций на Российском сегменте МКС (РС МКС). Реализация полётных операций начинается с разработки детального плана полёта (ДПП) РС МКС, содержащего все циклограммы смены режимов МКС и отдельных бортовых систем. Помимо режимов систем в ДПП вносятся вся командно-программная информация, необходимая для реализации каждой полётной

операции. Большой объём КПИ, требуемой для управления полётом РС МКС, приводит к существенной перегруженности ДПП и усложнение его интерпретации в процессе реализации полётных операций. Предлагается создание автоматизированной системы реализации полётных операций РС МКС на базе решения следующих задач:

1. Разработка формализованных описаний полётных процедур с использованием переменных исходных данных из состава таблиц описания переменных программного обеспечения бортового комплекса управления (БКУ);

2. Формирование ДПП на основе формализованных полётных процедур, хранящихся в базе данных;

3. Подготовка формализованных оперативных исходных данных для разработки массивов командно-программной информации;

Предлагается метод разработки формализованных полётных процедур на основе специализированного алгоритмического языка описания полётных процедур для последующего автоматизированного формирования эксплуатационной документации, оформленной по ГОСТ ЕСКД, графического представления полётных операций в виде ДПП, набора формализованных оперативных исходных данных для последующего формирования массивов цифровой управляющей информации (МЦИ) для реализации полётных операций средствами БКУ КА. Рассмотрен один из вариантов описания полётной операции «Коррекция орбита МКС» с использованием операторов предлагаемого формального языка описаний полётных процедур ФОПР.

ПЕРЕДАЧА ТМИ С ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ В ЦУП-М ПО КАНАЛУ СВЯЗИ КУ-ДИАПАЗОНА АМЕРИКАНСКОГО СЕГМЕНТА МКС.

Д.В. Александровичев

РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва

yrfo@inbox.ru

В настоящее время передача телеметрической информации (ТМИ) с транспортных грузовых кораблей (ТГК «Прогресс М») и транспортных пилотируемых кораблей (ТПК «Союз ТМА») в ЦУП города Королёв осуществляется непосредственно через российские наземные измерительные пункты. В связи с этим возможность передачи информации обусловлена географическим расположением НИП и, как следствие, ограничена зоной видимости приёмных средств наземного комплекса управления.

Для российского сегмента МКС обеспечение трансляции ТМИ на Землю вне зоны видимости НИП РФ было достигнуто методом согласования потоков информации приёмно-передающих устройств российского и американского сегментов МКС, однако для ТПК и ТГК данный вопрос остаётся открытым.

Наиболее остро проблема проявляется при проведении операций стыковки/расстыковки, когда получение полного потока ТМИ с активного транспортного корабля крайне необходимо для анализа состояния и функционирования его бортовых систем.

С целью решения данной задачи предлагается использовать МКС в качестве ретранслятора при передаче сигнала с ТПК/ТГК в ЦУП города Хьюстон по каналу связи Ки-диапазона американского сегмента с последующей передачей в ЦУП города Королёв.

Приём сигнала с транспортного корабля на СМ РС МКС может осуществляться при помощи антенн системы радиолобительской связи, что, по сути, представляет собой согласование двух уже реализованных схем. Основная задача при данном способе – разработка согласующего устройства с последующей доработкой кабельной сети.

Аналогичным образом можно использовать одну из антенн бортовой информационно-телеметрической системы служебного модуля (БИТС2-12). Для этого потребуются дополнительный расчёт энергетики радиолинии ТК – МКС и преобразование полученного сигнала для трансляции в локальную сеть Ethernet. В случае удачной реализации будет получен доступ к потоку ТМИ ТК в любой момент времени без привлечения экипажа.

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕОРИИ ЛОУДЕНА К РЕШЕНИЮ ЗАДАЧИ ГЛОБАЛЬНО ОПТИМАЛЬНОГО РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ДВУХИМПУЛЬСНОГО КОМПЛАНАРНОГО ПЕРЕЛЁТА

С.А. Заборский

РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва

Sergey.Zaborsky@rsce.com

На основе развития теории базис-векторов Лоудена получено новое решение Горнера (названное им глобально оптимальным) задачи оптимизации двухимпульсного компланарного межорбитального маневра космического аппарата в центральном гравитационном поле Земли. Показано, что решение минимизирует суммарный импульс скорости при вариациях параметра переходной орбиты и угловой дальности между начальной и целевой орбитами. Получены решения для констант Лоудена в точках приложения импульсов. При этом одна из констант равна нулю. Из решения следует, что оптимальное направление импульсов скорости лежит между касательным и трансверсальным направлениями. Перелет с угловой дальностью 180° является частным случаем полученного решения. Результаты служат развитию теории импульсных маневров и могут служить хорошим начальным приближением при реализации численных методов.

**ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ С
ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ В СОСТАВЕ АВТОНОМНОГО КА ДЗЗ****Д.В. Сысоев****РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва**denis-sysoev@yandex.ru

Одним из элементов ряда современных и перспективных КА является двигательная установка с ЭРД. Использование ДУ такого типа приводит к появлению новых требований к технологии управления КА со стороны наземного комплекса управления. Рассматриваются несколько уровней процессов управления, отличающиеся как временными характеристиками, так и методами управления.

ДУ с ЭРД - объект непосредственного или оперативного контроля при выполнении полетных операций (маневров коррекции орбиты) и при хранении. Временные интервалы характерных процессов на этом уровне – от секунд до часов. Управление заключается в закладке на борт уставок на маневр и контроле штатного выполнении режима. При этом оценивается последовательность подготовки ДУ к работе, запуск каждого ЭРД, работа ЭРД. Задачей управления на этом уровне является успешное проведение полетной операции. Для оценки используются средства отображения наземного комплекса управления (форматы, мнемосхемы, графики в реальном масштабе времени).

ДУ с ЭРД также является объектом стратегии управления на временных интервалах порядка месяцев и лет. На этом уровне управление заключается в выдаче воздействий на смену комплектов входящей в состав ДУ аппаратуры, веток системы хранения и подачи, ЭРД, катодов. Задачей управления на данном уровне является рациональное использование ресурсов ДУ (равномерная выработка ресурса, рабочего тела и т.д.). В этом случае для реализации задач управления используются графики, расчеты, программы обработки телеметрической информации. На этом же уровне применяются средства определения герметичности ДУ как фактора, ограничивающего функционирование ДУ и определяющего тем самым время жизни КА.

**ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ И ОПТИМИЗАЦИЯ
ОПЕРАТИВНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ ЦЕЛЕВОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ НАБЛЮДЕНИЯ И СВЯЗИ ПО
НЕСКОЛЬКИМ КРИТЕРИЯМ**

В.В. Малышев, В.В. Дарнопых

Московский авиационный институт

(национальный исследовательский университет, МАИ)

VeniaminMalyshev@yandex.ru, darnopykh@mail.ru

Расширение спектра предоставляемых в настоящее время космических услуг и информации тесно увязано с соответствующими процессами управления космическими аппаратами (КА) и системами (КС). На современном этапе проектирование космических систем наблюдения (КСН) и связи (КСС) направлено как на достижение многофункциональности их целевого применения, так и на персонализацию услуг при получении космических снимков и обеспечении спутниковой связью с полным соответствием ряду предъявляемых потребителями требований. Следовательно, и эффективность целевого функционирования КСН и КСС определяется по нескольким показателям. Для ее повышения требуется решать проблему многокритериального анализа и оптимизации оперативного планирования целевого функционирования КС, которая в общем случае характеризуется полиномиальной сложностью. До настоящего времени единого подхода к решению такой задачи не предложено.

Цель доклада – демонстрация комплексной методики и специализированного программного обеспечения, позволяющего на основе моделирования решать указанную проблему и связанные с ней частные задачи для любой орбитальной группировки КСН или КСС.

В докладе представлены и обсуждаются:

- модели процессов целевого функционирования КСН и КСС с учетом ограничений, обусловленных сценариями их работы и техническим ресурсом КА, требований к параметрам рабочих орбит КА, а также внешних факторов (освещенность, облачность, радиовидимость и т.д.);
- формализация и постановки проблемы многопараметрического анализа эффективности и многокритериальной оптимизации оперативного планирования целевого функционирования КСН и КСС, а также связанных с ней частных задач, включающих критерии (показатели) оценки эффективности целевого функционирования КС;
- комплексная методика решения поставленных проблемы и задач анализа и оптимизации;
- специализированный программный комплекс, обеспечивающий системность, универсальность и нужное быстродействие при вычислениях.

В докладе приводятся и обсуждаются примеры решения модельных задач многокритериального параметрического анализа эффективности и многокритериальной оптимизации целевого функционирования ряда современных многоспутниковых КСН и КСС.

Доклад подготовлен с использованием результатов научных исследований, проводимых авторами при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (гранты №№ 11-08-01278-а, 12-08-00175-а, 13-08-01381-а).

АНАЛИЗ РАЗЛИЧНЫХ ПОДХОДОВ К ОТКЛОНЕНИЮ ОПАСНОГО АСТЕРОИДА БЕННУ ОТ ТРАЕКТОРИИ СБЛИЖЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ

К.С. Федяев, А.С. Симаков, А.А. Ледков, Н.А. Эйсмонт

Институт космических исследований РАН, Московский Государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

ksfedyaev@gmail.com, aledkov@rssi.ru

Астероид Бенну (1999 RQ36) на сегодняшний день рассматривается как один из наиболее потенциально опасных для Земли объектов. Этот астероид испытывает периодические тесные сближения с Землей, и по имеющимся сегодня данным вероятность его столкновения с Землей после 2160 года достаточно велика. Изучению астероида Бенну в последние годы посвящен целый ряд исследований, в 2016 году NASA планирует осуществить запуск миссии к этому объекту с целью его детального исследования и доставки на Землю образцов грунта.

Среди методов предотвращения возможного столкновения потенциально опасного астероида с Землей в качестве наиболее перспективных рассматриваются импульсное воздействие (кинетический удар, поверхностный или подповерхностный взрыв) либо использование малой тяги на длительном интервале времени (гравитационный тягач, использование солнечного паруса).

В настоящей работе рассматривается возможность применения упомянутых методов для предотвращения возможного столкновения с Землей астероида Бенну, проводится анализ их эффективности. Каждый из методов обладает своими особенностями, преимуществами и недостатками, которые обсуждаются в работе. Исследуются вопросы технической реализуемости данных методов, приводятся оценки необходимого для их реализации суммарного импульса. Приводятся результаты численных расчетов.

**ВОЗМОЖНОСТЬ ОРГАНИЗАЦИИ БАЗИСНО-СИНХРОННЫХ,
ПРЕДНАЗНАЧЕННЫХ ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ ПОТЕНЦИАЛЬНО
ОПАСНЫХ АСТЕРОИДОВ**

К.Г. Райкунов

Московский Государственный технический университет

им. Н.Э. Баумана

nucleuspsda@gmail.com

К числу важнейших проблем задачи обеспечения астероидной безопасности Земли относится не только обнаружение новых опасных астероидов, но и высокоточное определение параметров их орбит. При этом необходимо учесть, что орбиты большинства необнаруженных астероидов характеризуются неблагоприятными условиями для наблюдения. К таким условиям могут относиться неприемлемые углы фазы и элонгации при наблюдении астероида телескопом, малая отражательная способность астероида и его малый диаметр, большие дистанции наблюдения. В связи с этим для многих ранее необнаруженных астероидов требуется получить параметры орбиты с высокой точностью для классификации степени их опасности по Туринской шкале и оценки вероятности их столкновения с Землёй. Для определения параметров орбиты с высокой точностью при минимуме сеансов наблюдения целесообразно использовать базисно – синхронные наблюдения с помощью орбитальных телескопов. Базисно-синхронные измерения могут обеспечить получение предварительных параметров орбиты уже по двум сеансам наблюдения при помощи классических методов определения параметров орбиты. При этом возможно как проведение наблюдений совместно с наземными средствами для повышения их точности, так и наблюдений некоторых областей внутри орбиты Земли, недоступных для наблюдения наземными средствами, в случае наличия достаточно большой базы между орбитальными телескопами. Рассматривается необходимая для определения параметров орбит астероидов точность удержания базы между парами орбитальных телескопов, расположенных на гелиоцентрической орбите Земли, которые делят патрулируемые области наблюдения в равных долях. Анализируются орбиты опасных астероидов, которые проходят вблизи орбиты Земли и могут в перспективе перейти на столкновительные с Землёй траектории или уже находятся на них. Определение параметров орбит проводится в невозмущённой постановке для четырёх типов орбит астероидов, сближающихся с Землёй (Амуры, Атиры, Аполлоны, Атоны). В качестве критерия удержания точности базы между телескопами выступает требование определения пролётного расстояния астероида от Земли с ошибкой, менее радиуса орбиты Луны.

ФОРМИРОВАНИЕ РАЗЛИЧНЫХ КВАЗИПЕРИОДИЧЕСКИХ ОРБИТ С ПОМОЩЬЮ МЕТОДОВ ИЗОЛИНИЙ*И.С. Ильин, П.В. Мжельский, Е.А. Михайлов**Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН,
НПО им. С.А. Лавочкина**is.ilin@physics.msu.ru, paxa1da@yandex.ru, oleggeny@mail.ru*

В работе исследуется метод изолиний для получения различных типов квазипериодических орбит в окрестности коллинеарной точки либрации системы Солнце-Земля, предложенный специалистами ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. Получена зависимость видов и форм изолиний от заданных параметров квазипериодической орбиты.

Для полученных изолиний проведен анализ орбит перелета, обеспечивающих одноимпульсный переход с низкой околоземной орбиты на квазипериодическую траекторию.

Полученные результаты позволяют выбрать среди всего многообразия полученных орбит перелета в окрестность коллинеарной точки либрации те, которые удовлетворяют функциональным ограничениям, накладываемым задействованными техническими средствами наземного сегмента управления. Это обеспечивает существенное сокращение вычислительных затрат при выборе номинальных траекторий перелета.

В докладе приводятся результаты проведенных исследований, которые позволяют оптимизировать выбор квазипериодических орбит и предложить различные варианты траекторий перелета на квазипериодические орбиты, удовлетворяющие требованиям планируемого научного эксперимента.

РАЗРАБОТКА ЯЗЫКА И ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ СРЕДСТВ УПРАВЛЕНИЯ КА*Н.А. Космынина, А.А. Лапин, А.И. Легалов**ОАО «Информационные Спутниковые Системы»
им. академика М.Ф. Решетнева»**Сибирский федеральный университет**kosmyнина@iss-reshetnev.ru*

Управление спутниками в полете представляет собой выдачу последовательности команд в соответствии с текущими целями управления, планами работы с КА и анализа текущего состояния КА, выполняемого на основе поступающей телеметрии.

В ОАО «Информационные Спутниковые Системы» им. академика М.Ф. Решетнева» последовательности команд управления, объединенные некоторой общей целью, называются типовыми процедурами управления, и описываются в эксплуатационной документации по управлению КА.

Для описания процедур управления КА, описанных в ЭД, используется специализированный проблемно-ориентированный язык – ЯОТР.

Скрипты по управлению КА выполняются в НКУ в ручном или автоматизированном режиме в ходе проведения сеанса связи с КА. В любой момент выполнение скрипта может быть прервано или возобновлено. Также остается возможность выдачи единичных команд, не входящих в состав скрипта управления.

На основе анализа статистики по существующим скриптам управления, вновь возникающих требований предметной области, зарубежных аналогов, стандартов на языки управления (ECSS-E-ST-70-32C, OMG SOLM) был разработан новый язык управления, а также соответствующие инструментальные средства создания, проверки и исполнения созданных скриптов, включающие, в частности, средства автоматического создания скриптов на основе анализа эксплуатационной документации, содержащей их описание.

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ СИСТЕМА КОНТРОЛЯ И МОНИТОРИНГА СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

С.А. Ахрамович

Московский авиационный институт

(национальный исследовательский университет)

akhramovichsa@gmail.com

Особую роль в обеспечении надежности играет мониторинг технического состояния космического аппарата (КА). В частности, на его борту должна быть организована диагностика и локализация отказов подсистем. В случае возникновения нештатной ситуации (НШС) необходимо принятие решений по управлению бортовой аппаратурой с целью ликвидации опасности или предотвращению ее развития. Динамика процессов управления, высокий уровень неопределенности ситуации, большие объемы телеметрии, которую необходимо переработать, объективно усложняют процесс диагностики НШС и принятия решений для ее устранения.

В настоящее время интенсивно развивается направление, связанное с применением технологии искусственного интеллекта (ИИ). Одним из направлений этой технологии являются экспертные системы (ЭС).

В докладе рассматривается применение экспертных систем для решения задачи диагностирования НШС, основанной на объектно-ориентированной структуризации знаний и систему вывода на производственных правилах в качестве механизма ИИ.

Предлагается архитектура программного комплекса написанная на языке С++ и ЭС CLIPS. К основным достоинствам ЭС CLIPS относятся встроенный

объектно-ориентированный язык COOL, свободное распространение исходного кода на языке C, мультиплатформенность и полная открытая документация. Это дает возможность использовать CLIPS в качестве встроенного приложения в программных комплексах как на борту КА, так и при обработке телеметрической информации на Земле.

В качестве построения базы знаний ЭС применяется онтологический подход. В заключении рассматриваются примеры диагностирования НШС на борту КА.

ЗАДАЧА ВОЗВРАЩЕНИЯ К ЗЕМЛЕ МНОГОРАЗОВОГО ЛУННОГО БУКСИРА НА ОСНОВЕ ЯРД

А.Д. Бычков, В.В. Ивашкин

РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва,

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Московский Государственный технический университет

им. Н.Э. Баумана

abychkov@ro.ru, ivashkin@keldysh.ru

Орбитальные буксиры занимают важное место в концепциях многоразовых космических транспортных систем, предназначенных для обеспечения больших грузопотоков на высокоэнергетические орбиты ИСЗ и орбиты спутников других планет. В рассматриваемом проекте лунный буксир стыкуется на стартовой околоземной орбите с блоком полезной нагрузки (ПН), состоящим из взлетно-посадочного комплекса (ВПК) и бака с топливом (рабочим телом) для буксира. При полете к Луне буксир вместе с блоком ПН переходит на орбиту искусственного спутника Луны (ОИСЛ). После отделения блока ПН на ОИСЛ буксир возвращается на стартовую орбиту и затем повторяет рейс.

В данной работе рассматривается вариант буксира на основе Ядерного Ракетного Двигателя (ЯРД) с твердофазным реактором, использующего в качестве рабочего тела водород. Сочетание большой тяговооруженности с высоким удельным импульсом позволяет получить достаточно хорошие энергетические характеристики полета к Луне при сравнительно небольшом времени полета.

Одной из важных проблем при создании многоразового буксира является проблема определения энергетически выгодных траекторий возвращения с ОИСЛ на ОИСЗ. В отличие от задачи возвращения на Землю пилотируемого корабля либо капсулы с лунным грунтом, здесь необходимо перейти на заданную орбиту без торможения в атмосфере. Основной отличительной особенностью буксира с ЯРД при возвращении к Земле является наличие международных соглашений, запрещающих нахождение работавших ядерных реакторов на орбитах ИСЗ ниже 800 км. Это делает невозможным аэро-

динамическое торможение у Земли, поэтому торможение при переходе на ОИСЗ выполняется маршевым двигателем. Во время перелёта на ОИСЗ необходимо хранить криогенное рабочее тело, которое при этом испаряется. Поэтому в качестве критерия оптимизации траекторий возвращения вместо характеристической скорости на манёвры рассматривается конечная масса с учётом испарения водорода. В работе определены и представлены оптимальные траектории возвращения.

АНАЛИЗ ОПТИМАЛЬНОГО МАНЕВРА ТОРМОЖЕНИЯ ПРИ ПОЛЁТЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА К ЛУНЕ

Е.С. Гордиенко, В.В. Ивашкин

Московский Государственный технический университет

им. Н.Э. Баумана

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

gordienko.evgenyy@gmail.com, ivashkin@keldysh.ru

В статье представлены результаты анализа методов оптимизации активных участков торможения для задачи полёта космического аппарата к Луне. Рассматривается случай одноимпульсного маневра. Величина тяги двигателя при маневре считается постоянной. Определяется оптимальный по конечной массе закон управления ориентацией вектора тяги. При селеноцентрическом торможении выполняется переход с начальной гиперболической орбиты, для которой считается заданным вектор скорости «на бесконечности», на конечную круговую орбиту искусственного спутника Луны. Проанализированы два метода оптимизации: на основе принципа максимума Понтрягина (ПМП) и в рамках двухпараметрической оптимизации (ДПО). Численный анализ выполнен для массово-энергетических характеристик ракет «Союз» и «Протон» с разгонными блоками «Фрегат» и «ДМ». Определены массово-энергетические, а также временные и геометрические параметры маневров.

Наилучшие характеристики по функционалу и скорости решения задачи показал метод на основе ПМП. В начале оптимального торможения тяга ориентирована противоположно скорости. Алгоритм решения сводится к двухпараметрической краевой задаче с варьированием расстояния переселения гиперболической орбиты и точки начала торможения. Показано, что при этом в качестве начального приближения для решения методом ПМП можно использовать радиус конечной орбиты и точку переселения. При этом сходимость решения получается очень хорошей. Проигрыш в двухпараметрической оптимизации по сравнению с ПМП небольшой, поэтому данный метод ДПО можно использовать на практике.

**КОРРЕКЦИЯ МЕЖПЛАНЕТНОЙ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО
АППАРАТА К АСТЕРОИДУ АПОФИС*****В.В. Ивашкин, Ц. Чжао******Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН,
Московский Государственный технический университет
им. Н.Э. Баумана******ivashkin@keldysh.ru; sunshineqianzi@163.com***

В настоящее время весьма актуальны исследования астероидов, в частности, сближающихся с Землей. Например, важным является изучение астероида Апофис, который может иметь несколько тесных сближений с Землей в текущем столетии, даже есть некоторая вероятность его столкновения с ней. Это приводит к задаче научного космического исследования астероида с помощью космического аппарата (КА). Фактическая траектория КА всегда отличается от номинальной из-за ошибок исполнения маневров, ошибок навигации, ошибок моделей движения. Большая длительность межпланетных траекторий делает их весьма чувствительными к ошибкам вектора начальной скорости и начального радиус-вектора. Поэтому важна задача коррекции траектории движения КА, обеспечивающей достижение цели с необходимой точностью.

В работе использована номинальная орбита движения КА от Земли к Апофису, соответствующая экспедиции к астероиду с последующим возвращением к Земле. Исследуются характеристики корректирующих одноимпульсных маневров, изменяющих положение КА в окрестности Апофиса. С помощью анализа влияния вариаций начальных данных - по 1 км в координатах и по 1 м/с в компонентах скорости - дана оценка множества возможных орбит КА за счет ошибок выведения. На основе этого в линейном приближении получено множество корректируемых параметров относительно картиной плоскости на момент встречи КА с астероидом. Выполнен расчет корректирующих импульсов скорости для нескольких моментов коррекции вдоль траектории КА. Рассмотрены два случая коррекции. Это, во-первых, случай оптимальной двухпараметрической коррекции двух координат в картинной плоскости с сообщением импульса в плоскости оптимальной коррекции. Кроме того, рассмотрена трехпараметрическая коррекция - двух координат в картинной плоскости и времени полета.

**ОБЗОР МЕТОДОВ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ
С НАДУВНЫМ ТОРМОЗНЫМ УСТРОЙСТВОМ**

*В.В. Корянов⁽¹⁾, В.П. Казаковцев⁽¹⁾, Ари-Матти Харри⁽²⁾,
Юри Хейлимо⁽²⁾, Харри Хаукка⁽²⁾, С.Н. Алекшашкин⁽³⁾*

⁽¹⁾ *Московский Государственный технический университет
им. Н.Э. Баумана,*

vkoryanov@mail.ru, vpkazakovtsev@mail.ru

⁽²⁾ *Финский метеорологический институт,*

ari-matti.harri@fmi.fi, jury.heilimo@fmi.fi, harri.haukka@fmi.fi

⁽³⁾ *НПО им. С.А. Лавочкина, alexashkin@laspace.ru*

Представляемая работа посвящена обзору методов исследования динамики углового движения спускаемых аппаратов (СА) с надувным тормозным устройством (НТУ). Работа состоит из трех частей. В первой приведена математическая модель пространственного движения СА с учетом влияния малых асимметрий. Во второй рассмотрен метод расчета параметров углового движения СА, основанный на совместном интегрировании дифференциальных уравнений движения и уравнений в частных производных, описывающих изменение формы НТУ в процессе спуска аппарата в атмосфере. Третья часть посвящена рассмотрению метода расчета параметров углового движения СА, основанного на предположении, что деформация НТУ находится в плоскости пространственного угла атаки и пропорциональна поперечной нагрузке.

Цель данного обзора состоит в оценке применения методов расчета параметров углового движения СА с НТУ на различных этапах проектирования аппаратов подобного типа. Преимущество применения НТУ по сравнению с традиционными нежесткими тормозными устройствами – парашютами является то, что НТУ может быть использовано при атмосферной стадии спуска, начиная с гиперзвуковой скорости и заканчивая дозвуковыми скоростями.

Применение таких НТУ реализовано в проекте МетНет (MetNet) и его продолжении – проекте «Спуск в атмосфере: Совместное с Россией развитие технологий, использующих надувные конструкции» РИТД. В данном проекте применена технология торможения на всем участке спуска: вход в атмосферу, движение в атмосфере и посадка на поверхность (EDLS).

Работа выполнена при поддержке Европейского союза по Седьмой рамочной программе FP7/2007-2013 в рамках Грант-Соглашения N263255 РИТД.

REVIEW OF THE METHODS OF CALCULATING THE PARAMETERS
OF THE ANGULAR MOTION OF LANDING VEHICLES
WITH INFLATABLE BRAKING DEVICE

Vsevolod V. Koryanov⁽¹⁾, Victor P. Kazakovtsev⁽¹⁾, Ari-Matti Harri⁽²⁾,
Jyri Heilimo⁽²⁾, Harri Haukka⁽²⁾, Sergey N. Aleksashkin⁽³⁾

⁽¹⁾ *Bauman Moscow State Technical University,*
vkoryanov@mail.ru; vpkazakovtsev@mail.ru

⁽²⁾ *Finnish Meteorological Institute,*

ari-matti.harri@fmi.fi; jyri.heilimo@fmi.fi; harri.haukka@fmi.fi
⁽³⁾ *Lavochkin Space Association, alexashkin@laspace.ru*

The presented work devoted to the review research methods of dynamics of angular motion of landing vehicles (LV) with an inflatable braking device (IBD). The work consists of three parts. The first shows the mathematical model of the spatial motion of the landing vehicle with the influence of small asymmetries. In the second part is considered method of calculation of the parameters considered angular motion of the landing vehicle based on joint integration of the differential equations of motion and partial differential equations describing the change in the form of an inflatable braking device during descent of landing vehicle in the atmosphere. The third part is devoted to the method of calculating the parameters of the angular movement of the landing vehicle, based on the assumption that the deformation of the inflatable braking device is in the plane of the spatial angle of attack and is proportional to the transverse load.

The purpose of this review is to evaluate the application of methods of calculations, that the parameters of the angular movement of the landing vehicle with inflatable braking device at various stages of the design of devices of this type. The advantage of using the inflatable braking device compared with conventional non-rigid braking devices - parachutes is that the inflatable braking device can be used at atmospheric descent stage, starting at hypersonic speeds and ending subsonic velocities.

The use of such inflatable braking device implemented in the project Met-Net and its sequel – the project "Re-entry: Inflatable Technology Development in Russian Collaboration" RITD. In this project the technology is applied braking throughout the descent: Entry, Descent and Landing System (EDLS).

This research was supported by the European Commission Seventh Framework Programme FP7/2007-2013 under grant agreement n° 263255 RITD.

**СПУСК В АТМОСФЕРЕ: СОВМЕСТНОЕ С РОССИЕЙ РАЗВИТИЕ
ТЕХНОЛОГИЙ, ИСПОЛЬЗУЮЩИХ НАДУВНЫЕ КОНСТРУКЦИИ (РИТД)**

**В.В. Корянов⁽¹⁾, В.П. Казаковцев⁽¹⁾, Ари-Матти Харри⁽²⁾, Юри Хейлимо⁽²⁾,
Харри Хаукка⁽²⁾, С.Н. Алекашкин⁽³⁾, Игнасио Арруего Родригес⁽⁴⁾**

⁽¹⁾ *Московский Государственный технический университет*

им. Н.Э. Баумана

vkoryanov@mail.ru; vpkazakovtsev@mail.ru

⁽²⁾ *Финский метеорологический институт*

ari-matti.harri@fmi.fi, jyri.heilimo@fmi.fi, harri.haukka@fmi.fi

⁽³⁾ *НПО им. С.А. Лавочкина, alexashkin@laspace.ru*

⁽⁴⁾ *Национальный институт аэрокосмических технологий, Мадрид*

arruegori@inta.es

Для исследования различных небесных тел солнечной системы предполагается использовать космические спускаемые аппараты (СА) для определения параметров атмосферы и характеристик грунта поверхности тела. Размеры и масса СА ограничены возможностями ракет-носителей.

В качестве устройства для торможения предлагается использовать надувные тормозные устройства (НТУ). В сложенном виде СА имеет небольшие габаритные размеры. Перед входом в атмосферу небесного тела НТУ разворачивался небольшим избыточным давлением. Затем осесимметричный СА с НТУ получал малую угловую скорость вращения относительно продольной оси.

Таким СА стал малый спускаемый аппарата МетНет (MetNet) в котором использованы два НТУ. Основное надувное тормозное устройство (ОНТУ) представляет собой надувной лобовой экран, который парирует основную тепловую нагрузку при движении СА в верхних и средних слоях атмосферы. Дополнительное надувное тормозное устройство (ДНТУ) разворачивается на конечном участке спуска и предназначено для дополнительного торможения аппарата. В данном проекте применена технология торможения на всем участке спуска: вход в атмосферу, движение в атмосфере и посадка на поверхность (EDLS) в атмосфере Марса.

Исследованию возможности применения этой технологии для спуска в атмосфере Земли посвящен проект РИТД. В данном проекте проводится анализ движения СА на гипер-, транзвуковых и дозвуковых режимах полета. 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.

RE-ENTRY: INFLATABLE TECHNOLOGY DEVELOPMENT
IN RUSSIAN COLLABORATION (RITD)

Vsevolod V. Koryanov⁽¹⁾, *Victor P. Kazakovtsev*⁽¹⁾, *Ari-Matti Harri*⁽²⁾,
Jyri Heilimo⁽²⁾, *Harri Haukka*⁽²⁾, *Sergey N. Aleksashkin*⁽³⁾,
Ignacio Arruego Rodríguez⁽⁴⁾

⁽¹⁾ *Bauman Moscow State Technical University,*
vkoryanov@mail.ru, vpkazakovtsev@mail.ru

⁽²⁾ *Finnish Meteorological Institute,*
ari-matti.harri@fmi.fi, jyri.heilimo@fmi.fi, harri.haukka@fmi.fi

⁽³⁾ *Lavochkin Space Association, alexashkin@laspace.ru*

⁽⁴⁾ *National Institute for Aerospace Technology, Madrid, arruegori@inta.es*

To study the various celestial bodies in the solar system is supposed to use the space descent vehicles (CA) to determine the parameters of the atmosphere and the soil characteristics of the body surface. Dimensions and weight of the landing vehicle limited capacity of launch vehicles.

As a device for braking is proposed to use the inflatable braking device (IBD). Folded landing vehicle has small dimensions. Before entering the atmosphere of a celestial body inflatable braking device deployed slight overpressure. Then axisymmetric landing vehicle with an inflatable braking device receives a small angular velocity of rotation about the longitudinal axis.

Thus landing vehicle was a landing vehicle MetNet that uses two inflatable braking device. Primary inflatable braking device (PIBD) is a frontal inflatable screen that carries the main heat load while moving of the landing vehicle in the upper and middle layers of the atmosphere. Additional inflatable braking device (AIBD) is set on final descent, and is intended for additional braking system. In this project the technology is applied braking throughout the descent: Entry, Descent and Landing System (EDLS) in the atmosphere of Mars.

Investigation of the possibility of application of this technology for the descent into the Earth's atmosphere dedicated project RITD. This project analyzes the motion of the landing vehicle to hyper-, transonic and subsonic flight. 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.

КОМПЕНСАЦИЯ МИКРОУСКОРЕНИЙ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА “АИСТ”

Н.Д. Семкин, А.В. Пияков, А.М. Телегин
Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королева
talex85@mail.ru

В настоящее время разработчиками космической техники уделяется большое внимание созданию малых космических аппаратов (МКА). Такие спутники необходимы для отработки различных технических решений и проведения научных исследований в дальнем и ближнем космосе, что позволяет привлечь молодых исследователей к современным направлениям космического приборостроения.

19 апреля 2013 года попутным грузом, установленным на КА “Бион-М” №1, был запущен МКА “АИСТ”.

Научной аппаратурой, установленной на МКА “Аист”, решаются следующие задачи: исследование магнитных полей, электризации элементов конструкций, сбор данных о микрометеоритах и частицах космического мусора. Также одной из важных задач научной аппаратуры является компенсация микроускорений, которые являются следствием вращательного движения космического аппарата в режиме неуправляемого полета. Таким образом, чтобы уменьшить микроускорения, требуется уменьшить угловые скорости вращения МКА. Для этих целей служит аппаратура МАГКОМ.

Научная аппаратура МАГКОМ (название происходит от первых букв словосочетания “МАГнитный КОМПенсатор”, характеризующего функциональное предназначение устройства) состоит из блока электроники, двух трехкомпонентных магнитометров, блока управления электромагнитами и трёх ортогонально расположенных электромагнитов.

В работе описаны эксперименты по измерению магнитных полей и компенсации микроускорений малого космического аппарата. Особое внимание уделено результатам космического эксперимента, структуре аппаратуры для компенсации микроускорений, а также закону управления электромагнитами.

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ РЕГУЛЯРНОЙ ПРЕЦЕССИИ РН «СОЮЗ» С
ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЙ ПРОЦЕССА РАЗДЕЛЕНИЯ****С.П. Симаков, Е.В. Устюгов****Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королева**simba1393@gmail.com

Целью работы является разработка алгоритма, позволяющего определить параметры движения орбитальной ступени РН «Союз» по результатам измерения наноспутника, на борту которого закреплена видеокамера.

Алгоритм включает в себя модель относительного движения наноспутника и модель измерений положения точки на поверхности орбитальной ступени.

Модель движения определяет положение наноспутника относительно орбитальной ступени по начальными условиям, которыми являются скорости отделения, а также положение наноспутника в начальный момент времени.

Модель измерений включает в себя определение положения и ориентации наблюдаемого объекта, через анализ положения реперных точек на изображении, расположенных на поверхности наблюдаемого объекта.

Положение реперной точки относительно центра масс объекта описывается вектором в связанной системе координат, который определяется известной геометрией объекта.

В задаче приняты следующие допущения:

- считаем, что орбитальная ступень движется по круговой орбите;
- орбитальная ступень имеет цилиндрическую форму, с известной геометрией;
- орбитальная ступень совершает регулярную прецессию;
- наноспутник отделяется по продольной оси орбитальной ступени.

В рамках данной работы проведено численное моделирование движения орбитальной ступени, при заданных начальных угловых скоростях движения ступени и проведен анализ наблюдаемости системы наноспутник - орбитальная ступень.

По результатам численного моделирования получены графики зависимостей положения координат относительного движения наноспутника от времени и зависимости положения проекции реперной точки на начальную систему координат от времени.

РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ СТРУЙНОГО ТЕЧЕНИЯ ИЗ НАКЛОНЕННОГО СОПЛА**С.В. Стрижак****Московский Государственный технический университет****им. Н.Э. Баумана**strijhak@yandex.ru

Работа сопел двигательных установок (ДУ) летательных аппаратов (ЛА) сопровождается пространственным истечением искривленных турбулентных струй. Это связано с углом наклона оси сопел в 25-40 градусов относительно поверхности ЛА. Такое расположение сопел возможно для ОГБ (отделяемый головной блок) САС (система аварийного спасения). Работа струй ДУ может приводить к дополнительным нагрузкам на возвращаемый аппарат и повышенному уровню акустического воздействия. В работе численно исследуется течение в коническом сопле и в струе, истекающей в прямоугольную расчетную область. Геометрия сопла соответствовала данным эксперимента NASA работы AIAA 2010-4829. Расчетная область имела 30 диаметров в радиальном и 80 диаметров сопла в осевом направлениях. Степень нерасчетности сопла выбрана $n=28.5$, $M=0.3$ и число $M_j=2.78$. В качестве решателя использовался dbnsTurbFoam в переменных плотность-скорость в составе пакета foam-extend 3.1. Сетка, построенная с использованием параллельной утилиты snappyHexMesh, содержала шестигранные ячейки. Количество ячеек варьировалось в диапазоне от 500 тысяч до 4 млн. с целью достижения требуемого значения y^+ . Рассматривалось сжимаемое турбулентное течение газа в постановке URANS с k-omega SST моделью турбулентности и с ее модификацией k-omega SST-CC. Проведено сравнение расчетов с результатами эксперимента SPIV по значению скорости в различных сечениях струи. Получено хорошее согласование с экспериментом. Визуализация значений поля скорости, давления, температуры, вязкости выполнялась в открытом пакете Paraview 4.2. Расчеты проводились с использованием кластера web-лаборатории UniHUB и СК Ломоносов.

**ВЛИЯНИЕ ОБТЕКАНИЯ КОРПУСА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ
ХАРАКТЕРИСТИКИ РЕШЁТЧАТОГО КРЫЛА****П.Г. Белокуров****ОАО "Корпорация "МИТ"**talvant@yandex.ru

В работе приведены результаты расчётов аэродинамических характеристик компоновки решетчатых крыльев установленных на корпусах различной формы.

В современном ракетостроении часто возникает необходимость в использовании вторых и более высоких ступеней не осесимметричной формы,

в том числе надкалиберной. Подобные формы могут вносить существенные возмущения в обтекание решётчатых крыльев.

Для определения влияния обтекания корпуса на решётчатые рули была разработана методика, основанная на сочетании полного численного расчёта течения около корпуса и инженерного подхода к определению АДХ решётчатых крыльев.

Было проведено сравнение АДХ ряда аппаратов, имеющих одинаковый разгонный блок первой ступени, с установленной на нём компоновкой решётчатых крыльев, и различные варианты второй ступени.

Серия расчётов по разработанной методике показала влияние формы корпуса на аэродинамические характеристики решётчатых крыльев. Кроме того было исследовано влияние подвижных элементов установленных на корпусе на АДХ решётчатых крыльев.

ОПЫТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ОТКРЫТОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ОБТЕКАНИЯ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА С БЛОЧНОЙ ТОРМОЗНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

А.Ю. Луценко, Д.К. Назарова

Московский Государственный технический университет

им. Н.Э. Баумана

Dinara555800@mail.ru

В настоящее время совершенствуются уже имеющиеся, а также разрабатываются новые космические аппараты. Одним из наиболее сложных и требующих анализа этапов полета является этап спуска и посадки возвращаемого аппарата (ВА) на поверхность планеты.

По мере спуска ВА и приближения его к поверхности планеты меняются условия обтекания. Важно рассмотреть все стадии полета, то есть гиперзвуковые, сверхзвуковые, трансзвуковые и дозвуковые скорости набегающего потока. Для управления параметрами обтекания при спуске используют струйные органы управления полетом – тормозные двигательные установки (ТДУ). Необходимо оценить влияние струй ТДУ на аэродинамические характеристики (АДХ) аппарата при различных скоростях набегающего потока и при их взаимодействии с поверхностью планеты.

При расчетах АДХ широко используются программные комплексы, основанные на реализации CFD методов. Одним из известных приложений является свободно распространяемый открытый пакет OpenFoam, в котором применяется метод контрольных объемов.

Была рассмотрена задача расчета АДХ и получения картин распределения скорости, давления и плотности при обтекании сегментально-конического тела трансзвуковым набегающим потоком.

Характер течения у таких тел является весьма сложным, что связано с наличием смешанных (дозвуковых и сверхзвуковых) зон течения и областей отрыва, но тем не менее OpenFoam дает возможность моделирования и получения близких к экспериментальным данным значений. Также были получены картины течения при инъекции периферийной струи ТДУ ВА, истекающей в затопленное пространство и набегающий трансзвуковой поток. Использовались два решателя RhoCentralFoam и SonicFoam. Результаты моделирования сравнивались с теплеровскими фотографиями экспериментов и теоретическим расчетом.

Проведенные исследования показали совпадение результатов моделирования с экспериментальными данными.

РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НА ОПТИМАЛЬНЫЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА МНОГОРАЗОВОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТУПЕНИ НА ЭТАПЕ ВЫВЕДЕНИЯ

Р.В. Шаповалов, А.Ю. Галактионов
ФГУП ЦНИИмаш,

Московский Государственный технический университет
им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены схемы выведения космических аппаратов на низкие околоземные орбиты с использованием многоразовой ракетно-космической ступени (МРКС). Для случая атмосферного полета МРКС на участке выведения с использованием одного из вариантов гибридного ракетного двигателя получены расчетные оценки влияния аэродинамических характеристик на оптимальные режимы полета (законы управления и массовые соотношения). Вариационная задача решалась численно методом последовательных приближений на ЭВМ в рамках модели плоского гравитационного поля при экспоненциальной зависимости плотности воздуха от высоты полета. В качестве одного из критериев оптимизации рассматривалось время выведения при ограничениях на энергетические и аэродинамические характеристики МРКС.

Значения аэродинамических характеристик для оптимальной формы МРКС были получены авторами (по критерию максимизации аэродинамического качества) ранее и использовались в настоящей работе в виде аэродинамических баз данных в процессе синтеза оптимальных траекторий полета.

**БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ПОСТРОЕНИЯ СТРАТЕГИИ СБОРА
КРУПНОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА
НА ОКОЛОКРУГОВЫХ ОРБИТАХ**

А.А. Баранов, Д.А. Гришко

*Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН,
Московский Государственный технический университет
им. Н.Э. Баумана*

andrey_baranov@list.ru, dim.gr@mail.ru

За время освоения космического пространства на различных орбитах скопилось по данным ООН за 2009 год около 300 тысяч объектов космического мусора (КМ), который представляет собой как нефункционирующие космические аппараты (КА), отработавшие ступени ракет и разгонные блоки, так и более мелкие частицы. Столкновения в космосе крупногабаритных объектов могут сопровождаться взрывом остатков топлива в баках последних ступеней ракет и разгонных блоков. Такие столкновения являются источником значительного числа новых фрагментов, что может привести к неуправляемой цепной реакции роста количества объектов КМ. Таким образом, разработка рациональной стратегии сбора крупногабаритного КМ в интересах безопасности орбитальной группировки является актуальной задачей.

К настоящему времени для низкоорбитальных крупногабаритных объектов сформировались две схемы увода. Первая из них предусматривает последовательный облёт некоторого количества объектов с их сбором, либо с внедрением в сопло малых КА с автономным управлением и запасом топлива для тормозного воздействия. Вторая схема предусматривает использование одного КА, маневрирующего между объектами и за счёт своей двигательной установки последовательно уводящего их на орбиты захоронения. В данной работе рассматривается первая схема.

В качестве основных направлений оптимизации энергетических и временных затрат на облёт объектов КМ в работе использованы следующие методы: использование в схеме облёта несколько активных КА-сборщиков КМ, гибкий выбор числа витков перелёта между двумя объектами в зависимости от рассогласования по долготе восходящего узла (ДВУ), использование диагональных переходов на портрете эволюций ДВУ. Сочетание разработанных методов позволяет оптимизировать решение поставленной задачи, как по энергетическим, так и по временным показателям.

**ОБОБЩЕНИЕ СТРУКТУРНОГО ПОНЯТИЯ НАБЛЮДАЕМОСТИ В ЗАДАЧАХ
ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Д.Г. Васильев, А.А. Недогарок, В.В. Бетанов

Московский Государственный технический университет

им. Н.Э. Баумана

vasiliev_dmitry83@list.ru, nk260an@gmail.com, vlavab@mail.ru

Точность оценки определяемого вектора состояния космического аппарата тесно связана с условиями наблюдаемости орбитального движения по измерениям текущих навигационных параметров. Наблюдаемость представляет собой важное структурное свойство любой измерительной задачи при оценивании параметров динамического объекта. Выполнение критерия наблюдаемости позволяет потенциально обеспечить существование и единственность решения задачи определения вектора состояния объекта по вектору измеряемых параметров.

Однако применение на практике рассматриваемого структурного свойства не всегда позволяет достичь цели. Так, например, наблюдаемая в калмановском понимании задача оценивания параметров движения космического аппарата в условиях больших измерительных погрешностей или при наличии весьма ограниченного объема измерений может привести к невозможности получения окончательного решения.

В связи с этим расширяется понятие наблюдаемости в случае рассмотрения так называемой объект-системы «задача определения движения-инструмент ее решения», где под инструментом определения (уточнения) параметров движения понимается не только автоматизированная система навигационно-баллистического обеспечения, но и учет внешних воздействий на указанную объект-систему. В докладе вводится понятие обобщенной наблюдаемости измерительной задачи в условиях погрешностей (шумов) измерений, в том числе при наличии аномальных измерений, при наличии вычислительных погрешностей, а также в случае неполной реализации штатной схемы измерений текущих навигационных параметров.

Перечисленные условия позволяют отнести задачу определения параметров движения к классу некорректных задач, которые являются следствием комбинированного эффекта взаимосвязанных факторов. Рассматривается вариант определения параметров движения космического аппарата при ограниченной выборке измерений.

**РЕЗУЛЬТАТЫ ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И
СТАБИЛИЗАЦИИ МИКРОСПУТНИКА ТАБЛЕТСАТ-АВРОРА***Н.А. Ивлев, С.О. Карпенко, А.С. Сивков,**Д.С. Иванов, С.С. Ткачёв, Д.С. Ролдугин***ООО «СПУТНИКС», Институт космических исследований РАН, Институт
прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН**ivlev@sputnix.ru

19 июня 2014 года с космодрома Ясный был произведён запуск ракеты носителя «Днепр», на которой в качестве попутной нагрузки был установлен микроспутник ТаблетСат-Аврора, ставший первым российским космическим аппаратом, созданным силами частной компании. Спутник массой 26 кг является технологическим демонстратором и несёт на своём борту полезную нагрузку в виде панхроматической камеры пространственным разрешением 15 метров и шириной полосы захвата 47 км. Главной задачей запуска микроспутника является тестирование устройств и систем, разработанных в ООО «СПУТНИКС». Спутник разработан в соответствии с принципами стандартизации и унификации механических, электрических и информационных интерфейсов.

Спутник оборудован системой ориентации, созданной специалистами ООО «СПУТНИКС» совместно с ИКИ РАН и ИПМ РАН. Система ориентации и стабилизации включает в себя звёздный датчик, трёхосевой датчик угловой скорости, трёхосевой магнитометр и солнечные датчики в качестве устройств определения ориентации, а также электромагнитные устройства, управляющие двигателями-маховики и гиродины в качестве управляющих органов. Точность трёхосной ориентации должна быть достаточна для задач дистанционного зондирования Земли с учётом указанных выше параметров камеры.

В работе представлены результаты лётных испытаний как отдельных устройств системы ориентации и стабилизации, так и различных алгоритмов, а также системы ориентации и стабилизации в целом. Дается заключение о целесообразности использования приборов в дальнейших запусках, а также рекомендации по дальнейшей доработке.

КОМПЛЕКСНЫЕ СИСТЕМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ КА ПО АСТРОНОМИЧЕСКИМ ОБЪЕКТАМ

А.О. Жуков^{1,2}, А.И. Захаров¹, М.Е. Прохоров¹, Н.И. Шахов²

¹ *Государственный астрономический институт имени П.К. Штернберга
Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова,*

² *Институт астрономии РАН, Москва*

aozhukov@mail.ru, zakh@sai.msu.ru, mike.prokhorov@gmail.com,
shahoffnik@mail.ru

Системы определения ориентации необходимы космическому аппарату (КА) для выполнения различных задач. В частности, датчики звездной ориентации необходимы при изменении ориентации КА, для определения поправок к показаниям гироскопов, при наведении антенн и фото/видеокамер на заданные объекты. Датчики направления на Солнце используются при ориентации солнечных батарей, для защиты целевой и прикладной аппаратуры от засветки прямым солнечным излучением, для определения моментов входа и выхода в тень Земли. Датчик геовертикали (локальной вертикали Земли) служит для наведения приборов дистанционного зондирования Земли на отдельные области ее поверхности, а также для географической привязки получаемых изображений.

Точность серийно выпускаемых звездных датчиков составляет несколько угловых секунд, солнечных датчиков – порядка угловой минуты, датчиков геовертикали – 1'–10'. Сегодня разрабатываются датчики, имеющие в 10–60 раз большую точность.

Даже при точности, достигнутой современными серийными приборами, обеспечить сохранение взаимной ориентации датчиков, установленных на борту КА, на уровне погрешности их измерений за счет жесткости конструкций КА часто не представляется возможным. По той же причине возникает существенная погрешность при переносе ориентации на целевую аппаратуру КА. Кроме того, это приводит к появлению ошибок рассогласования измеряемых показаний датчиков и не позволяет осуществлять ориентацию целевой аппаратуры с необходимой точностью. Поэтому дальнейшее повышение точности датчиков ориентации без принятия специальных мер к их привязке теряет смысл.

Отметим, что характеристики датчиков ориентации серийно выпускаемых в России примерно совпадают с характеристиками датчиков ориентации зарубежного производства. В отечественных и в зарубежных КА лишь в исключительных случаях используются средства взаимной геометрической привязки датчиков ориентации или привязки датчиков и целевой аппаратуры.

Комплексные системы определения ориентации КА и способы привязки к ним целевой аппаратуры помогут в развитии следующих областей космической техники:

- контроль космического пространства: определение орбит космических аппаратов, слежение за «космическим мусором», астероидно-кометная опасность;
- дистанционное зондирование Земли: метеорология, геологическая, биологическая, транспортная и оперативная картография высокого разрешения, географическая привязка изображений Земли;
- системы связи КА–КА и КА–Земля высокой направленности (в первую очередь лазерные) для широкополосной или дальней передачи данных.

Помимо высокоточного определения ориентации подобные комплексные системы могут использоваться для решения ряда иных задач.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ КОРРЕЛЯЦИОННО-ФАЗОВЫХ ПЕЛЕНГАТОРОВ ТИПА "РИТМ"

И.Н. Валяев², А.О. Жуков¹, И.В. Капоров³, С.А. Серов⁴

¹ Государственный астрономический институт

*имени П.К. Штернберга Московского государственного университета
имени М.В. Ломоносова*

² Институт астрономии РАН

³ Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского

⁴ Военный институт МГТУ им. Н.Э. Баумана

aozhukov@mail.ru

Доклад посвящен корреляционно-фазовым пеленгатором типа «Ритм» - многофункциональным радиотехническим комплексам получения координатной и некоординатной информации по космическим аппаратам и разгонным блокам.

Работа комплексов основана на реализации принципов радиоинтерферометрии в части измерения интерференции (фазового сдвига) между сигналами от космического объекта, принимаемыми двумя разнесенными антеннами с малой апертурой. Применение метода корреляционной обработки позволяет определять значение разности фаз с очень высокой точностью.

Корреляционно-фазовые пеленгаторы являются составной частью наземного комплекса управления (НКУ) орбитальной группировкой космических аппаратов (КА), гражданских спутников систем связи и вещания государственного назначения и предназначены для всепогодного высокоточного проведения измерений текущих навигационных параметров (координатная информация - угол места и азимут) космических аппаратов и разгонных бло-

ков, и проведения орбитально-частотного мониторинга излучаемых КА (некоординатная информация – спектральные характеристики излучения КА). В настоящее время разработаны и введены в эксплуатацию четыре корреляционно-фазовых пеленгатора типа «Ритм».

Комплексирующие измерения корреляционно-фазового пеленгатора с измерениями КИС позволяет реализовать однопунктную технологию управления КА. На сегодняшний день однопунктовая технология баллистико-навигационного управления (БНО) КА (КФП+КИС) успешно зарекомендовала себя в составе НКУ ГПКС, а также в ходе отработки НКУ КК «Луч-М», что подтверждено соответствующими актами и протоколами. Особенно эффективна однопунктовая технология для западных и восточных долгот стояния КА, где применение нескольких КИС не обеспечивает требуемых показателей.

МОНИТОРИНГ ПОЛНОГО ЭЛЕКТРОННОГО СОДЕРЖАНИЯ ИОНОСФЕРЫ СПУТНИКОВЫМИ ГРУППИРОВКАМИ НА ОСНОВЕ РАДИОТОМОГРАФИЧЕСКИХ МЕТОДОВ

П.Н. Николаев, О.В. Филонин

*Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королева*

pnikolayev@gmail.com

Ионосфера является главным источником ошибок в измерениях Глобальных Навигационных Спутниковых Систем (ГНСС). В некоторых случаях она вносит ошибку позиционирования до 100 метров. Ионосферный эффект можно уменьшить, например, используя двухчастотный приёмник, что не всегда возможно. Наиболее распространено использование одночастотных приемников ГНСС, которые используют эмпирические и полуэмпирические модели распределения полного электронного содержания (ПЭС) ионосферы, что позволяет учесть задержку радиосигнала.

Авторами разработана методика глобальной реконструкции ПЭС в ионосферном слое с помощью группировки малых спутников. Суть ее заключается в том, что спутники, равномерно расположенные на круговой орбите, зондируют ионосферу на двух частотах, на основании чего рассчитывается ПЭС вдоль луча зондирования спутник-спутник. Применение томографических методов к получаемым данным, обеспечивает непрерывное получение информации о двумерном распределении ПЭС в глобальном масштабе. Показано, что при определенных условиях эту задачу можно свести к малоразмерной томографической задаче и производить оперативную реконструкцию ПЭС с помощью свёрточных алгоритмов. Такой подход позволяет определять локальные возмущения ионосферы, чего не дают существующие на сегодняшний день модели.

Разработан пакет прикладных программ, позволяющий производить полный цикл математического моделирования, где для оценки качества реконструкции последовательно решается прямая и обратная задачи. Прямая задача состоит в получении интегральных характеристик среды (ПЭС), путем моделирования процесса радиоизлучения, для заданного двумерного распределения. Обратная задача состоит в реконструкции двумерного распределения ПЭС на основе известного набора интегральных характеристик. Разработано специализированное малоракурсное динамическое ядро свёрточного алгоритма, дающее возможность получать удовлетворительную реконструкцию в широком диапазоне входных проекционных данных.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ УСРЕДНЁННОГО БАЛЛИСТИЧЕСКОГО КОЭФФИЦИЕНТА НАНОСПУТНИКА

У.М. Оразбаева

Самарский государственный аэрокосмический университет

имени академика С.П. Королева

orazbaeva2012@bk.ru

Рассматривается движение относительно центра масс неуправляемого аэродинамически стабилизированного наноспутника на низких круговых орбитах. Для примера рассматривается наноспутник трансформируемой конструкции SamSat-QB50, разрабатываемый в Самарском государственном аэрокосмическом университете и являющийся элементом международного проекта QB50, имеющий массу 2 кг, исходную форму CubeSat 2U с размерами $20 \times 10 \times 10$ см, продольный момент инерции $J_x = 0,0033 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$, поперечный момент инерции $J_y = J_z = J_n = 0,0083 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$, первоначальное расстояние между центром давления и центром масс составляет $\Delta x = 1$ см. После отделения от адаптера наноспутник трансформируется в форму CubeSat 3U с размерами $30 \times 10 \times 10$ см, за счет чего значительно увеличивается расстояние между центром давления и центром масс (до $\Delta x = 5,5$ см), изменяется также поперечный момент инерции $J_n = 0,012 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$. Аэродинамический момент становится преобладающим, что позволяет обеспечить заданную ориентацию наноспутника.

Баллистический коэффициент наноспутника зависит от пространственного угла атаки и описывается рядом Фурье по косинусам. Получено усреднённое выражение для баллистического коэффициента.

Для Рэлеевского и равномерного распределений величин компонент начальной поперечной угловой скорости в результате численного моделирования получены функции распределения, плотности распределения, характеристики распределения усреднённого баллистического коэффициента

наноспутника как на момент отделения его от адаптера, так и в процессе снижения.

Полученные результаты могут быть использовать при вычислении времени существования наноспутника, определении относительного расстояния между наноспутниками при групповом полёте.

МЕТОДОЛОГИЯ А.М.ЛЯПУНОВА В МОДЕЛИРОВАНИИ ДИНАМИКИ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ

Л.К. Кузьмина

*Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А.Н. Туполева (КНИТУ-КАИ)*

Ljudmila.Kuzmina@kpfu.ru

Предмет исследования связан с общими проблемами динамики сложных систем класса сингулярно возмущенных, к которым приводят прикладные задачи механики, в первую очередь, проблемы декомпозиции системы и ее динамических свойств. В данной работе для управляемых систем с сингулярными структурными возмущениями, моделирующих системы стабилизации-ориентации, рассматривается фундаментальная проблема редукции, с построением систем сравнения с требуемыми динамическими свойствами, включая задачи устойчивости/управления в критических особенных случаях. Особое внимание уделяется концептуальной стороне и методике. Обобщенный подход, развивающий методы теории А.М. Ляпунова, идеи Н.Г. Четаева, П.А. Кузьмина, В.В. Румянцева, позволяет разработать универсальную технологию, обеспечивающую строгое построение редуцированных механико-математических моделей, качественно эквивалентных исходной модели, с определением условий их корректности, с получением соответствующих оценок. Применительно к специфике задач динамики систем гироскопической стабилизации (СГС с гироскопическими управляющими элементами), с расширением классических постановок А.М. Ляпунова и оценок Н.Г. Четаева, с последующим развитием понятия устойчивости при параметрических возмущениях П.А. Кузьмина для нерегулярного случая, разрабатывается нетрадиционный подход, весьма перспективный в инженерных приложениях. Основные теоретические и прикладные проблемы для СГС связаны с методологией редукции в динамике многомасштабных систем, с методами математической декомпозиции (по Д. Шильяку), с проблемой корректности редуцированных моделей в задачах анализа и синтеза, с условиями качественной эквивалентности и приемлемости. Понимание этих проблем с единой точки зрения сингулярно возмущенных систем позволяет построить регулярные алгоритмы в задачах моделирования. Применительно к динамике систем стабилизации и ориентации космических аппаратов (с разделением случаев

больших и малых стабилизируемых объектов) получены результаты, доведенные до инженерного уровня, с возможностью строить приемлемые решения в динамике аналитическими методами. Для СГС рассматриваемого типа построено семейство редуцированных моделей (с меньшим, вообще нецелым, числом степеней свободы), с выделением минимальных моделей (по Н.Н. Моисееву), с разделением каналов стабилизации в нелинейной постановке.

Автор благодарен Российскому Фонду Фундаментальных Исследований за поддержку тематики работы. Прикладные научные исследования проведены при финансовой поддержке государства в лице Минобрнауки России. Уникальный идентификатор прикладных научных исследований RFMEFI57414X0105.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ УПРОЩЁННЫХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ И ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ МЕЖОРБИТАЛЬНЫМИ ПЕРЕЛЁТАМИ КА

Г.Е. Колосов, Тан Чжикан

Московский Государственный технический университет

им. Н.Э. Баумана

prof_g_kolosov@mail.ru, gbxk12@gmail.com

Рассматривается задача оптимизации межорбитального перелёта космического аппарата в центральном поле тяготения, управляемого двигателем малой тяги. При этом предполагается, что при выключенном двигателе КА движется по эллиптической траектории с малым эксцентриситетом. Для таких траекторий вводится понятие упрощённой модели перелёта, когда в точных уравнениях динамики полёта текущее расстояние от КА до притягивающего центра заменяется постоянной величиной, равной полусумме, полуосей эллипса неуправляемого полёта. Использование упрощённой модели позволяет получить в аналитической форме точное решение задачи оптимального управления перелётом, максимизирующего полезную массу КА в терминальной точке. Найденное аналитическое выражение программы управления для упрощённой модели используется при построении оптимального управления и оптимальной траектории КА для точной модели перелёта. Искомое оптимальное управление находится с помощью алгоритма последовательной коррекции управлений упрощённых моделей. Предложенный алгоритм коррекции основан на использовании как аналитических выражений упрощённой модели, так и результатов численного расчёта траекторий точной модели перелёта. Используя эти данные, алгоритм позволяет вычислять квазиоптимальные управления на смежных временных интервалах, длина которых уменьшается по мере приближения к терминальной точ-

ке. Эффективность алгоритма подтверждена результатами численных экспериментов, связанных с решением конкретной задачи оптимального управления движением КА на гелиоцентрическом участке перелёта от Земли к астероиду Апофис.

ОСОБЕННОСТИ РАЗРАБОТКИ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА НА БАЗЕ СРЕДЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ STK

А.М. Беляев, А.Г. Топорков, С.П. Рязанов, А.А. Баранов

РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва

toporkov.90@mail.ru

В рамках направления «Исследование Земли и Космоса» на борту Российского сегмента Международной космической станции (РС МКС) проводится эксперимент «Напор-мини РСА».

Одной из задач эксперимента является проведение фото- и видеосъёмок подстилающей поверхности Земли с использованием системы оптических телескопов (СОТ).

В состав научной аппаратуры (НА) СОТ входят: камера высокого разрешения, камера среднего разрешения, бортовое запоминающее устройство и двухосная платформа наведения (ДПН) для управления движением камеры высокого разрешения.

Управление НА СОТ осуществляется путем исполнения полётного задания на борту РС МКС. Полётное задание представляет собой временную последовательность команд: подача и снятие питания с приборов, время начала и окончания съёмки, параметры съёмки, координаты целей, управление ДПН.

Полётное задание формируется в автоматизированном режиме с использованием системы контроля и планирования (СКП) для СОТ. СКП представляет собой программный комплекс, использующий в качестве исходных данных: режимы функционирования СОТ, светотеневую обстановку на поверхности Земли, погодные условия, времена сбросов целевой информации на земные станции, объёмы сбрасываемой информации, баллистические условия полёта МКС.

Для обеспечения контроля и планирования работы СОТ программный комплекс был разработан на базе среды математического моделирования Satellite Tool Kit (STK) с использованием языка программирования Visual Basic for Applications.

В докладе рассматриваются принципы и особенности разработки программного комплекса, а также принятые технические решения, позволяющие сократить время разработки полётного задания и повысить качество и надёжность работы оператора.

**СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОТКЛОНЕНИЯ ПРОДОЛЬНОЙ ОСИ НАНОСПУТНИКА
ОТ МЕСТНОЙ ВЕРТИКАЛИ
ПО АНАЛИЗУ ИЗОБРАЖЕНИЯ ЗЕМЛИ**

И.А. Ломака , Е.В. Устюгов

Самарский государственный аэрокосмический университет

имени академика С.П. Королева

iqorlomaka63@gmail.com

В работе рассмотрен способ определения углов тангажа и крена наноспутника по анализу изображения горизонта Земли. Изображения с камер, установленных на наноспутнике, обрабатываются по разработанному алгоритму и определяется направление на местную вертикаль в системе координат, связанной с космическим аппаратом.

Для корректной работы алгоритма необходимо попадание горизонта в зону обзора хотя бы одной камеры, что гарантированно обеспечивается установкой четырёх камер на боковых гранях наноспутника. Камеры должны иметь определенный угол обзора, для достаточно точного определения кривизны горизонта и обеспечения его видимости при любом положении спутника. Алгоритм определения отклонения от местной вертикали заключается в анализе формы видимой поверхности и величины области изображения, занимаемого Землёй. Кривизна горизонта зависит от высоты полёта и углов тангажа и крена.

Данный способ можно использовать не только для наноспутников, но и для космических аппаратов любых классов, конструкция которых допускает установку камер.

Погрешность определения направления на местную вертикаль зависит от точности определения горизонта, а также качество изображение страдает из-за размытости границы атмосферы, следовательно необходимо использовать качественные камеры.

**МОДЕРНИЗАЦИЯ СХЕМЫ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ
БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ «ЕКТС-ТКА» И АНТЕННО-ФИДЕРНОГО
УСТРОЙСТВА «ЕКТС-ТКА» С НАЗЕМНОЙ СТАНЦИЕЙ РЕТРАНСЛЯЦИИ
КОМАНДНО – ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ «КЛЕН-Р»
ЧЕРЕЗ СПУТНИК – РЕТРАНСЛЯТОР «ЛУЧ - 5Б».**

И.В. Лебедев

РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва

lila.lebedev1@gmail.com

В октябре 2015 года запланирован запуск транспортного грузового корабля «Прогресс-МС» с аппаратурой единой командно-телеметрической системы (ЕКТС) на борту. В ходе программы подготовки к запуску

проводилась наземная отработка (НО) взаимодействия бортовой аппаратуры (БА) «ЕКТС-ТКА» и антенно – фидерного устройства (АФУ) «ЕКТС-ТКА» с наземной станцией ретрансляции (НСР) командно – измерительной системы (КИС) «Клен – Р» через спутник – ретранслятор (СР) «Луч 5Б». Помимо решения основной задачи эксперимент выявил несовершенства в конструкции проверочного стенда активной фазированной антенной решетки (АФАР).

Основная проблема проявилась в необходимости менять пространственную ориентацию АФУ с высокой точностью и надёжно фиксировать его положение в различных точках для имитации движения космического аппарата (КА), несущего АФАР на борту.

Рассматривается возможность внедрения в схему НО автоматизированной платформы наведения (АПН) АФАР с целью устранения выявленных недочётов.

Показывается, что для решения поставленной задачи следует разработать конструкцию платформы, а также вариант её системы управления и сопряжения с основной тренировочной схемой.

Рассматриваются результаты, которые могут быть получены после модернизации, а также обосновывается вывод о целесообразности внедрения АПН АФАР в конструкцию схемы при проведении НО.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ЩИТКОВ, РАСПОЛОЖЕННЫХ В КОРМОВОЙ ЧАСТИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Ю.В. Грахов

ОАО «ГРЦ Макеева»

В.И. Хлыбов, Р.К. Швалева

ОФПАТ ЧНЦ УрО РАН, ОАО «ГРЦ Макеева»

src@makeyev.ru

Пуски в интересах науки и космических исследований требуют совершенствования летательных аппаратов (ЛА) в части аэродинамических компонентов, способности осуществления торможения в атмосфере для задействования систем спасения, а также в части обеспечения возможности спуска с орбиты с приземлением в заданной точке. Для решения этих задач ЛА должен быть оснащен управляющими органами, способными изменять по заданной программе траекторию его движения.

В авиационно-космической технике широко применяются аэродинамические органы управления – щитки. Характер обтекания щитков в зависимости от конструкции может быть без отрыва или с отрывом набегающего на них в ударном слое потока.

Для исследования дополнительных аэродинамических сил, возникающих при воздействии гиперзвукового внешнего потока на щитки, расположенные в кормовой части ЛА с использованием средств вычислительной аэродинамики на основе решения уравнений Навье-Стокса конечно-объемным методом была разработана методика создания математической модели и управления процессом решения, включающая:

- метод построения расчетной сетки, соответствующей выбранной модели турбулентности;
- метод задания граничных условий;
- метод адаптации расчетной сетки с применением комплекса параметров течения: давления, числа Маха и скорости сдвиговых напряжений – для более точного выделения скачков, разрывов и зон отрыва.

Используя данную методику, были проведены расчеты аэродинамических характеристик ЛА с щитками и представлено сравнение их результатов с экспериментальными данными, полученными в аэродинамической трубе при числе Маха около шести.

Проведены исследования картины течения перед щитками. Визуализация расчетного течения сравнивалась со схемой течения перед уступом. Качественно картины обтекания хорошо согласуются, наглядно видны зона отрыва, возвратное течение, положение косых скачков уплотнения.

Полученные результаты свидетельствуют об эффективности представленной методики исследования обтекания щитков, расположенных в кормовой части ЛА.

ОПТИМИЗАЦИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ СХЕМ ПЕРЕЛЕТА КА С СОЛНЕЧНОЙ И ЯДЕРНОЙ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

В.В. Салмин, К.В. Петрухина, А.С. Четвериков

Самарский государственный аэрокосмический университет

имени академика С.П. Королева

sputnik@ssau.ru, kseniya_10.05@mail.ru, chetverikov86@yandex.ru

Одной из важнейших проблем оптимизации в механике космического полета с малой тягой является обеспечение минимального времени (или максимальной скорости изменения элементов орбиты) при межорбитальных перелетах.

Решается динамическая задача оптимального управления элементами орбиты: большой полуосью, эксцентриситетом и наклоном. Формулируется задача оптимизации траектории в строгой постановке.

Предложен приближенный метод решения задачи, основанный на использовании принципа расширения допустимых состояний и управлений для

редукции задачи оптимизации в строгой постановке к задаче локальной оптимизации. На основе принципа взаимности в теории оптимизации, задача о минимуме критерия при фиксированных граничных условиях сводится к задаче о минимуме невязки конечных значений вектора состояния (большой полуоси, эксцентриситета и наклона промежуточной орбиты) при фиксированном времени перелёта. Вводится терминальный критерий в виде квадратичной формы, характеризующей обобщённую невязку по большой полуоси, эксцентриситету и наклону орбиты. Поставленная задача отыскания законов управления ориентацией вектора тяги КА с электрореактивной двигательной установкой сводится к задаче выбора локально-оптимального закона с последующей проверкой условия монотонности функционала.

Описанная методика и результаты многокритериальной совместной оптимизации проектных параметров, траекторий и режимов управления движением позволяют сформировать массив исходных данных для проектирования космического аппарата с химическим разгонным блоком и универсальным транспортным модулем на базе электроракетной двигательной установки.

Приведены результаты численных расчетов применительно к перелету на геостационарную орбиту. В качестве химического разгонного блока рассматривался разгонный блок «Фрегат», а в качестве электрореактивной двигательной установки – универсальный транспортный модуль, состоящий из двенадцати стационарных плазменных двигателей СПД-140. В качестве стартовой принималась масса 6900 кг, выводимая РН «Союз-2-1а» на низкую круговую орбиту. Расчет показывает, что масса полезной нагрузки на целевой орбите меняется в пределах от 900 до 1700 кг, а продолжительность перелета от 30 до 100 суток.

НАЗЕМНАЯ СЕТЬ СТАНЦИЙ ПРИЁМА И УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ МИКРОСПУТНИКОВ «GROUNDEx»

С.О. Карпенко
ООО «СПУТНИКС»

s.o.karpenko@gmail.com

С каждым годом количество запускаемых на околоземные орбиты микроспутников увеличивается, а решаемые ими задачи — всё усложняются. В период с 2014 по 2017 год ожидается запуск более сотни малых космических аппаратов, разработанных частными компаниями, большая часть которых будет работать на низких полярных орбитах и снимать Землю. При этом большинство из них будут оснащены УКВ- и S-диапазонными радиолиниями для командно-телеметрического управления, а для сброса данных с полезных нагрузок - каналами S-, X-и Ka-диапазонов.

Такое количество запускаемых аппаратов потребует существенного увеличения возможностей наземной инфраструктуры для управления и приёма данных с полезных нагрузок. И здесь благодаря своей уникальной протяжённости по долготе, территория России позволяет создать сеть приёма данных и управления космическими аппаратами, через общую зону приёма которой в сутки будет проходить 11 – 12 витков любого спутника с низкой полярной орбитой (из 14 возможных).

В связи с этим частная компания СПУТНИКС планирует создать распределённую сеть из, как минимум, трёх центров, оснащённых оборудованием УКВ-, X-диапазона (а в дальнейшем и S-диапазона), для организации услуг удалённого управления и приёма данных с перспективных российских и зарубежных микроспутников. Центры будут размещены в городах Москва, Томск, Якутск (в дальнейшем – Мурманск и Магадан). В разработке предполагается использовать уникальный опыт создания и эксплуатации распределённой сети приёмных станций компанией СКАНЭКС (с 2001 г эксплуатирует порядка 15 относительно недорогих станций по территории России для приёма данных в X-диапазоне со всех известных гражданских спутников ДЗЗ, таких как SPOT, RADARSAT, UK-DMC и другие). Кроме того, может быть использован опыт СПУТНИКС в организации УКВ-связи с радиолюбительскими микроспутниками, а также опыт создания ЦУПа для управления собственным космическим аппаратом ДЗЗ «ТаблетСат-Аврора» массой 28 кг, запущенного в 2014 г.

В каждом центре станции предполагается оснастить резервированными антенными системами двух типов: для управления и приёма телеметрии, работающие в диапазоне 144..146 и 435..438 МГц, и для приёма данных с полезных нагрузок, работающие в X-диапазоне (7800..8400 МГц).

ОСНОВЫ АДАПТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ВЫСОКОТОЧНЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

А.В. Платунова, А.Н. Клишин, С.Н. Илюхин

Московский Государственный технический университет

им. Н.Э. Баумана

kafsm3@bmstu.ru

Предметом работы является рассмотрение и обоснование некоторых путей решения проблемы повышения эффективности управления высокоточными летательными аппаратами (ЛА) в условиях активного противодействия.

В качестве решения проблемы динамичности и неопределённости информации об объекте управления рассматриваются адаптивные системы, которые способны «приспосабливаться» к постоянно изменяющимся услови-

ям функционирования, позволяя тем самым снизить влияние исходной неопределенности на качество управления, компенсируя недостаток априорной информации на этапе проектирования систем. Эффект «приспособления» к текущим условиям в адаптивных системах достигается за счет накопления и обработки информации о поведении объекта в процессе его функционирования. Анализом участков управляемого полета оперативно-тактической ракеты в работе обосновано, что наибольшую эффективность адаптивные законы управления имеют при движении в атмосфере на пассивном участке. Условно все методы синтеза адаптивных систем разделены на эвристические и теоретические.

В данной работе рассматривается адаптивная система управления с оптимальным синтезом, которая предполагает выполнение трех процедур: определение динамических характеристик управляемого объекта, оценивание его состояния и формирование управляющих сигналов. Для данной системы сформирована её структура и представлено основополагающее математическое описание.

Рассматриваемая структура предусматривает два типа методов определения характеристик объекта. Первый из них реализует программное восстановление основных характеристик объекта непосредственно по сигналам датчиков. Вторым методом определения динамических характеристик объекта является параметрическая идентификация, использующая входные и выходные сигналы объекта. Оба метода исследованы в работе.

Завершающим этапом синтеза многопараметрической адаптивной оптимальной системы управления является процедура оптимизации управляющих сигналов на основе задаваемых цели управления и критериев оптимизации.

ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЖИДКОСТНОГО КОНТУРА СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ ПРИ ПОМОЩИ ТРЕХСТАДИЙНОГО МЕТОДА ДЕКОМПОЗИЦИИ

Д.В. Павлов, Д.С. Петров

РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва,

dmitry.s.petrov@gmail.com

Имитационное моделирование используется в задачах управления полетом космическими аппаратами (КА) для отработки алгоритмов бортовых вычислительных средств, методик управления, программы полета, для осуществления тренировок персонала управления и сопровождения летно-конструкторских испытаний.

В инженерной практике при имитационном моделировании выполняется аналитическое решение уравнений, составляющих математическую модель КА, и занесение полученных формул в программу. С учетом сложности космической техники в условиях ограниченности времени разработка модели КА в срок может быть произведена только с привлечением большого количества специалистов, включая специалистов по бортовым системам КА.

Существуют другие подходы, позволяющие не находить аналитическое решение, например, методология Bond Graphs, или декларативные языки наподобие AMPL или Mozart, однако, их использование позволяет снизить сложность задачи лишь незначительно.

С другой стороны, набор служебных бортовых систем КА, как и спектр моделируемых физических взаимодействий, является ограниченным. Это позволяет создать универсальный подход к моделированию таких физических взаимодействий, формализовать численное решение уравнений модели и разработать библиотеку стандартных элементов. Моделирование бортовых систем КА в результате будет заключаться в составлении структурной схемы модели, а расчет должен производиться специальной программой.

Авторами был разработан не имеющий аналогов трехстадийный метод декомпозиции, основанный на изоморфизме исследуемого КА и его модели, позволяющий формализовать существенные для работы бортовых систем физические взаимодействия и связи между этими взаимодействиями. На первой стадии производится структурная декомпозиция в соответствии со схемой деления, модели элементов схемы деления названы компонентами. На второй стадии в составе компонентов выделяются простые модели (ПМ), являющиеся моделями деталей, через которые осуществляется взаимодействие прототипов компонентов; создаются объекты-связи (ОС), которые формально описывают взаимодействие между прототипами ПМ. На третьей стадии ПМ разделяются на фрагменты, каждый из которых описывает участие ПМ в своем типе взаимодействия, ОС конкретизируются для заданных типов физических взаимодействий.

Для фрагментов определены структуры данных, описывающие параметры, характерные для заданного типа физического взаимодействия, а так же подпрограммы для моделирования физического взаимодействия. Для фрагментов внутри одной ПМ определены подпрограммы, рассчитывающие связь между физическими взаимодействиями. ОС обеспечивают передачу параметров от одного фрагмента к другому, тем самым образуя из разрозненных уравнений систему, моделирующую поведение исследуемого КА в целом.

Описанный метод был применен для моделирования жидкостного контура системы терморегулирования абстрактного КА. Получены адекватные

величины температур в различных точках трубопроводов и потока тепла, излучаемого с холодильника-радиатора.

Разработанные элементы модели могут использоваться для моделирования жидкостных контуров систем терморегулирования реальных КА. При этом необходимость написания исходного кода программ отсутствует, нужно лишь составить структуру из уже разработанных элементов и соединить их при помощи ОС.

Проведенная работа позволяет выработать новую парадигму имитационного моделирования и разработать открытую графическую среду для создания, отладки и интеграции моделей служебных бортовых систем КА.

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПУТЕЙ СНИЖЕНИЯ МОМЕНТА КРЕНА

ОТ «КОСОЙ ОБДУВКИ» РАКЕТ СХЕМЫ «УТКА»

С.Н. Воропаев, В.Т. Калугин

ОАО «КБточмаш им. А. Э. Нудельмана,

Московский Государственный технический университет

им. Н.Э. Баумана

my_pool@aport.ru, kaluginvt@mail.ru

Момент крена от «косой обдувки» несущих поверхностей летательных аппаратов аэродинамической схемы «утка» является одним из главных факторов, снижающих эффективность управления в каналах крена и рыскания. Вместе с тем, при разработке перспективных образцов зенитных ракет выдвигаются повышенные требования к параметрам системы управления и стабилизации в канале крена, такие как устранение причин возникновения параметрического резонанса, обеспечение требуемого уровня перемещения изображения цели по матрице фотоприемного устройства координатора цели и др. В работе выполнена настройка программного комплекса FlowSimulation 2014 для расчета АДХ малогабаритных ракет аэродинамической схемы «утка» и проведено его успешное тестирование на основе сравнения результатов расчета с экспериментальными данными, а также с результатами летных испытаний. Проведен анализ картин течения и выявлен механизм возникновения явления «косой обдувки», заключающийся во взаимном влиянии вихревых систем создаваемых консолями рулей и полем течения около корпуса. На основе анализа намечен ряд способов борьбы с этим явлением, а именно: установка перед крылом на корпусе аэродинамических гребней, установки руля на неподвижном основании в форме аэродинамического пилона, применение рулей увеличенного линейного размера и уменьшенным диапазоном углов его отклонения. Проанализированы аэродинамические спектры обтекания данных вариантов и выполнен срав-

нительный анализ их эффективности как в части снижения момента крена от «косой обдувки», так и в части проявления побочных аэродинамических эффектов. Наибольшей эффективностью обладают варианты с пилоном и с увеличенным рулем. Основным достоинством варианта с пилоном является наибольшая степень снижения составляющей крена от «косой обдувки» при незначительном изменении характеристик устойчивости и управляемости компоновки. Увеличенный руль имеет уменьшенный до 30% коэффициент сопротивления за счет существенного снижения индуктивной составляющей. Однако данному варианту присуще значительное снижение запасов статической устойчивости планера.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ ПРИ ОБТЕКАНИИ СТАБИЛИЗИРУЮЩИХ И УПРАВЛЯЮЩИХ УСТРОЙСТВ

В.Т. Калугин, А.С. Епихин

Московский Государственный технический университет

им. Н.Э. Баумана

andy_e@bk.ru

Математическое моделирование при проектировании летательных аппаратов (ЛА) является комплексной и сложной проблемой. Особое внимание уделяется образованию вихрей при обтекании летательных аппаратов и их взаимодействия со стабилизирующими и управляющими поверхностями, что приводит к бафтинговым явлениям. В случае сложного пространственного течения экспериментальные оценки нестационарных аэродинамических характеристик летательных аппаратов представляют значительные трудности, поэтому повышение точности и достоверности их определения целесообразно осуществлять с применением методов суперкомпьютерного моделирования.

Для моделирования бафтинговых явлений использовалась пакет OpenFoam и разработанная на его основе гибридная модель, построенная с применением RANS и LES методов. В качестве RANS модели турбулентности использовалась k- ω SST, для LES использовалась модель одного дифференциального уравнения.

Проведен анализ влияния управляющего щитка, установленного на фюзеляж летательного аппарата, на динамические нагрузки килевого стабилизатора. Получено, что динамические нагрузки на киль, вызванные отклонением органа управления, значительно увеличиваются. Это происходит из-за того, что вихри, которые образуются за управляющей поверхностью, проходят над килевым стабилизатором и вызывают пульсации аэродинамических сил. Для снижения динамических нагрузок рассмотрены различные методы дробления вихревых структур, в частности, перфорация тормозного щитка. За

счет перфорации происходит дробление поля течения и уменьшаются размеры вихрей, что приведет к уменьшению пульсационных нагрузок на килевой стабилизатор.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ ТАНДЕМНО РАСПОЛОЖЕННЫХ ТЕЛ

В.Т. Калугин, А.С. Епихин, Е.А. Цыкунова

Московский Государственный технический университет

им. Н.Э. Баумана

ms.tseg@mail.ru

Течения с образованием отрыва потока от поверхности тела и появляющиеся при этом различные физические явления, встречаются во многих практически важных задачах аэрогидродинамики. Такие течения сопровождаются развитием на теле отрывных зон, которые в результате гидродинамической неустойчивости могут образовывать сложные нестационарные вихревые структуры. Отрыв потока от твердых поверхностей и распространением вихрей в следе актуально во всех отраслях техники, имеющих дело с течением жидкости или газа.

Для моделирования вихревого нестационарного обтекания был использован открытый пакет OpenFOAM. и модель турбулентности LES. Исследуемой задачей являлось обтекание цилиндра с расположенной за ним пластиной. Расчет проводился на неструктурированной сетке.

Проведен анализ влияния пластины, расположенной в вихревом следе за цилиндром, на его динамические нагрузки. При использовании пластины величина пульсаций подъемной силы значительно уменьшается. Получено, что динамические нагрузки на цилиндр, вызванные установкой пластины, в 6 раз меньше, чем пульсации силы при ее отсутствии. Это происходит из-за дробления поля течения пластиной, что приводит к уменьшению пульсационных нагрузок на цилиндр.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДОЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ВРАЩАЮЩИХСЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ МАЛОГО УДЛИНЕНИЯ В ПАКЕТЕ OPENFOAM

А.А. Мичкин

Московский Государственный технический университет

им. Н.Э. Баумана

michkin_a@mail.ru

Проведен комплекс численных исследований обтекания вращающихся относительно продольной оси летательных аппаратов цилиндрической

формы с различными носовыми и кормовыми частями. Получены их аэродинамические характеристики.

Моделирование проведено на суперкомпьютере «Ломоносов» в свободно распространяемом пакете OpenFOAM. Расчетная область представляет собой параллелепипед. Для задания вращения использован метод обобщенного сеточного интерфейса. При моделировании турбулентности применен метод крупных вихрей. Рассматривается движение аппарата под углом атаки $\alpha=0^\circ..30^\circ$ и угловых скоростях вращения $\omega_x=0..1000$ рад/с.

Проведена серия верификационных исследований, подтверждающая применимость численной модели и выбранного расчетного метода для вращающихся тел, которым характерна как безотрывная, так и отрывная структура течения. Сделано сравнение результатов исследования с данными физического эксперимента, полученные на ранних этапах работы.

Вращение позволяет сократить, а в некоторых случаях ликвидировать зону отрыва, вызванную изломом образующей. Возникающая боковая сила существенно зависит от характера течения на поверхности вращающегося летательного аппарата. Появление отрыва на корпусе исследуемого аппарата уменьшает силу Магнуса. Наличие закрутки так же приводит к изменению параметров течения в донной области за аппаратом, что вызывает изменение продольной силы.

МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВРЕМЕНИ И МЕСТА ПАДЕНИЯ СХОДЯЩИХ С ОРБИТ НЕУПРАВЛЯЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

О.А. Чаплиц, В.И. Иванова

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»
имени М.К. Янгеля», Украина, Днепропетровск*

info@yuzhnoye.com

Все более активная космическая деятельность неизбежно приводит человечество к проблеме космического мусора, которая выражается не только в потенциальной опасности для новых запусков и эксплуатации космических аппаратов, но и увеличении количества искусственных космических объектов, в том числе, крупногабаритных, которые неуправляемо сходят с орбиты Земли. Особенно остро этот вопрос стоит в области низких орбит высотой до 1000 км.

Совершенствование методов прогнозирования места и времени возможного падения фрагментов этих объектов и разработка мер по минимизации опасностей является составной частью обеспечения глобальной безопасности эксплуатации космического пространства. ГП «КБ «Южное» имеет опыт прогнозирования движения отработавших вторых ступеней РН «Зенит», КА «Фобос-Грунт», научно-исследовательского спутника GOCE и т.д.

В докладе на примере КА «Фобос-Грунт» описана методология исследования движения неуправляемых объектов на основе собственного опыта и результатов иностранных коллег.

После объявления КА «Фобос-Грунт» аварийным ГП КБ «Южное» приняло участие в организованном IADC (Межагентским координационным комитетом по космическому мусору) прогнозировании времени и места возможного падения фрагментов аппарата. В ходе работы был получен опыт интерактивной совместной работы специалистов разных стран по данному вопросу.

При всех исследованиях использовались исходные открытые данные о текущих параметрах орбит объектов в двухстрочном формате (TLE) системы NORAD. По результатам получены графики расчетной и фактической эволюции высоты орбиты КА «Фобос-Грунт» и других исследуемых объектов, а также сформулированы проблемные вопросы по теме. Так, анализ данных по прогнозируемым точкам возможного падения фрагментов объектов, рассчитанных за двое суток, сутки и за несколько часов до момента, который был определен как момент падения, показал, что при существующих средствах определения текущих параметров объекта и состояния атмосферы невозможно с упреждением (более чем за 2 часа) спрогнозировать с приемлемой точностью район возможного падения.

АНАЛИЗ ВРЕМЕНИ СУЩЕСТВОВАНИЯ НА ОРБИТАХ ЭЛЕМЕНТОВ

РН «ДНЕПР»

Е.С. Доценко, И.А. Емельянова, И.М. Резник

***Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»
имени М.К. Янгеля», Украина, Днепропетровск***

info@yuzhnoye.com

За время освоения космического пространства человек отправил в космос огромное количество разнообразных космических аппаратов (КА), ракет-носителей (РН), научных станций. Отказавшие КА, разгонные блоки и их обломки – это космический мусор, который представляет опасность для действующих КА и космических станций.

Международное сообщество создало организации, призванные регулировать вопросы загрязнения околоземного пространства космическим мусором. Украина, являясь членом этих организаций, взяла на себя обязательства при осуществлении космической деятельности руководствоваться принятыми решениями этих организаций, в т.ч. обеспечивать незасорение околоземного космического пространства при проведении пусков ракет-носителей.

Одной из ракет-носителей, созданной в Украине и запускаемой с участием Украины, является РН «Днепр». В контракты по предоставлению пус-

ковых услуг РН «Днепр» Заказчики всё чаще вносят требования по минимизации элементов РН «Днепр», остающихся на орбитах после выведения КА.

В докладе представлены данные и анализ «засорения» околоземного космического пространства элементами РН «Днепр» в результате проведенных пусков с 1999 года по 2014 год.

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ОПАСНЫХ ДЛЯ ЗЕМЛИ АСТЕРОИДОВ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ КОМПЛЕКСА «НЕБОСВОД»

П. Гуо¹, В.В. Ивашкин^{1,2}

¹*МГТУ им. Н.Э. Баумана,*

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

ivashkin@keldysh.ru; quopeng1101@gmail.com

Разрабатываемый космический комплекс «Небосвод» предназначен для обнаружения опасных небесных тел с целью своевременного предупреждения о возможной астероидно-кометной угрозе. Комплекс включает в себя один-два космических аппарата (КА) на геосинхронных орбитах. На каждом КА есть высокоточный сканирующий телескоп, определяющий прямое восхождение и склонение линии визирования астероида.

Разработаны алгоритмы для определения орбиты астероида, сближающегося с Землей, по результатам оптических измерений с одного КА или с двух КА. Для определения параметров движения астероида по данным измерениям с борта КА выбран метод наименьших квадратов. Рассмотрена также задача определения начального приближения для параметров орбиты.

Разработаны алгоритмы оценки точности определения элементов орбиты астероида, в частности, вектора прицельной дальности орбиты астероида и точки пересечения орбитой картинной плоскости. При оценке точности предполагается, что есть случайные и систематические ошибки измерений. Учитывается также неточный характер наблюдаемого астероида. Оценка точности сделана с использованием аналитического метода и метода Монте-Карло.

Выполнено моделирование процесса измерений и определения орбиты астероида, получены оценки точности навигации. При этом орбита астероида взята близкой к орбите Апофиса. На данном этапе анализа рассмотрен участок движения астероида, близкий к сближению с Землей в 2029 г. Даны оценки точности определения элементов орбиты и вектора прицельной дальности орбиты астероида - для разных исходных точностей оптических измерений и разных программ измерений, для случаев измерений одним и двумя КА. Анализ результатов показывает, что результаты обоих методов оценки точности близки друг к другу.

Секция 14

Аэрокосмическое образование и проблемы молодежи

АЭРОКОСМИЧЕСКОЕ ОБРАЗОВАНИЕ В НАУКОГРАДАХ РОССИИ

*М.И. Кузнецов, М.Н. Костикова**НП «Союз развития наукоградов России»**kmikmi@mail.ru, mnkostikova@yandex.ru*

Концентрация интеллекта в наукоградах обеспечивалась не только приездом научных сотрудников и инженеров извне, но и обеспечением образования и подготовки кадров «на местах».

Аэрокосмическое образование реализовывалось не только в так называемых космических наукоградах, (Королев, Реутов, Химки, Железнодорожск и др.), но и в других, где космические предприятия сосуществовали с «некосмическими» предприятиями и организациями.

Анализ кластера наукоградов России показывает, что их сегодняшний научно-образовательный потенциал используется и может быть еще более эффективно использован в образовании и профориентации.

Так в Королеве богатый опыт накоплен Факультетом «Ракетная и космическая техника» МГТУ им. Н.Э. Баумана (базовые предприятия РКК «Энергия» им. С.П. Королева и КБ ХИММАШ им. А.М. Исаева и другие предприятия). Другой (Аэрокосмический) факультет МГТУ им. Н.Э. Баумана находится в Реутове на базе ОАО "ВПК "НПО машиностроения". В Жуковском в 1951 г. был основан факультет (с 2008 года - Филиал) Московского авиационного института (сегодня МАИ - национальный исследовательский университет) «Стрела». Сегодня он готовит молодых специалистов для Национального центра авиационного строительства, созданного в Жуковском по Указу Президента РФ. Здесь же с 1965 года работает Факультет аэромеханики и летательной техники (ФАЛТ) Московского физико-технического института – знаменитого Физтеха.

Созданы филиалы крупнейших университетов и во многих других наукоградах. В Железнодорожске - Филиалы Сибирского Федерального Университета и СибГАУ имени академика М.Ф. Решетнева. В Химках - Филиал «Ракетно-космическая техника» МАИ на базе предприятий «НПО им. С.А. Лавочкина, ОАО «НПО Энергомаш» и ОАО «МКБ «Факел».

Начата подготовка по направлению «авиационное строительство» в Международном университете природы, общества и человека «Дубна».

В докладе представлен опыт, особенности и направления развития аэрокосмического образования в наукоградах.

**ВНЕКЛАССНАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ УЧАЩИХСЯ В АЭРОКОСМИЧЕСКОМ
НАПРАВЛЕНИИ**

Т.И. Буркова

МОУ «СОШ №21» г. Подольск

fisik62@mail.ru

Первоочередная задача школы – обеспечить высокий уровень образования, получить базовые знания по определенным государством предметам. Но основная цель образования – воспитание гармоничного члена общества. Поэтому, кроме обучающей, школа выполняет также воспитательную и развивающую функции. Достижение этой цели невозможно без сочетания учебного процесса с программой внеклассных мероприятий.

Успех обучения зависит от выбора эффективных методов и форм организации внеклассных мероприятий. Они способствуют более тесному увязыванию теоретических знаний с жизнью, с практикой; формирует профессиональные интересы учащихся. Одной из форм внеклассной работы является проведение школьных конференций.

Школьная конференция – это комплексная форма организации и подведения итогов самостоятельной целенаправленной деятельности учащихся (индивидуальной, групповой, коллективной под руководством учителя). Конференция стимулирует школьников на активную и самостоятельную интеллектуальную деятельность, дает им возможность предъявить результат своей деятельности, испытать радость публикации, что крайне важно для становления будущего ученого. Конференция способствует развитию искусства ведения дискуссии, навыков публичного выступления.

Преимущества данной формы внеклассной работы: развитие интеллекта и коммуникативных компетенций, формирование исследовательской культуры учащихся. В нашей школе одним из основных направлений учащихся во внеурочной деятельности является аэрокосмическое направление. Это связано с тесным сотрудничеством с ведущим техническим вузом страны – МГТУ им. Н.Э. Баумана. Аэрокосмическое образование захватывает, интересуется учащихся и способствует тому, что многие из них продолжают это образование в лучших технических вузах, и, в первую очередь, в МГТУ им. Н.Э. Баумана и МАТИ.

Студенты из числа этих ребят успешно продолжают обучение, так как, уже имея творческий опыт, понимают направление, цель своего образования.

**ОРГАНИЗАЦИЯ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЫ ОБУЧАЮЩИХСЯ В
РАМКАХ ВСЕРОССИЙСКОЙ ОЛИМПИАДЫ ШКОЛЬНИКОВ «ШАГ В БУДУЩЕЕ,
КОСМОНАВТИКА»**

Н.Б. Думанова, Е.А. Котова

МБОУ гимназия городского округа г. Урюпинск

n.dumanova@mail.ru, kea.2011.1971@mail.ru

Аэрокосмическое образование позволяет человеку осознать свое место в окружающем мире и связать свое появление и развитие с общим процессом развития материи во Вселенной, возвышая человека и оказывая влияние на формирование его личности. Необходимо с ранних лет приобщать ребенка к космическому мышлению, осознанию своей неразрывной связи со Вселенной, к пониманию, что он живёт на уникальной планете, природу которой необходимо сохранить на многие тысячелетия.

С 2004 года учащиеся МБОУ гимназии городского округа г. Урюпинск являются участниками Всероссийской олимпиады школьников «Шаг в будущее, Космонавтика», которую организует и проводит МГТУ им. Н.Э. Баумана. Учителями гимназии разработана дополнительная образовательная программа «Мы – дети Галактики». Ежегодно учащиеся выбирают темы исследования, связанные с авиацией и космонавтикой. Обучающиеся работают над конкретной исследовательской темой индивидуально или в малых группах - в соавторстве. Работа в НОУ, обеспечена научным руководством. Каждый год МГТУ им. Н.Э. Баумана выделяет для одиннадцатиклассников индивидуальных кураторов. Свои работы обучающиеся представляют на 11 секций в МГТУ имени Н.Э. Баумана.

В результате планомерной работы ежегодно гимназисты представляют свои исследовательские работы и проекты на конкурсах различного уровня.

По итогам олимпиады «Шаг в будущее, Космонавтика» десять учащихся МБОУ гимназии стали студентами МГТУ им. Н.Э. Баумана. Выпускники уже работают в РКК «Энергия», государственном космическом научно-производственном центре имени М.В. Хруничева.

Аэрокосмическое образование является выражением важнейших тенденций в развитии человечества: космизации, глобализации и экологизации.

**РЕАЛИЗАЦИЯ ПРОЕКТНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ
ШКОЛЬНИКОВ В РАМКАХ ДИСТАНЦИОННЫХ ПРОГРАММ ПО
КОСМИЧЕСКОМУ ОБРАЗОВАНИЮ
В ГБПОУ «ВОРОБЬЕВЫ ГОРЫ»**

Г.Ю. Гусева, В.Г. Маняхина, Е.В. Школяр, О.Л. Чемодурова
***Государственное бюджетное профессиональное образовательное
учреждение «Воробьевы горы»***

experspace@gmail.com

В последние годы наблюдается повышение интереса к дистанционным программам в области космического образования со стороны школьников, учителей и родителей. Поэтому в 2014-15 учебном году отдел астрономии и космонавтики ГБПОУ «Воробьевы горы» реализовал дополнительно три программы с применением дистанционных образовательных технологий: «Космос становится ближе. Эксперимент на орбите», «Космонавтика. Шаг в профессию», «Эксперимент на Земле и в Космосе. Проект по выбранной теме». Объединяет все три программы направленность на проектно-исследовательскую деятельность школьников, каждая из перечисленных программ является определенной ступенью научно-образовательной программы «Эксперимент в космосе», которая с 2005 г. реализуется в отделе астрономии и космонавтики ГБПОУ «Воробьевы горы». Помимо основ астрономии и космонавтики в дистанционном курсе мы объясняем школьникам, чем отличается проект от исследования, как выбрать тему проекта или исследования, как правильно поставить цель и определить задачи, как работать с литературой и т.д., учащиеся выбирают тему и работают над проектом или исследованием в течение года. Поскольку группы дистанционные, то наиболее целесообразно работу с учащимися организовать следующим образом. Учебная группа формируется на базе одной школы и обязательно один из школьных учителей выбирается куратором, в задачи которого входит помощь учащимся в организации дистанционного обучения. В дистанционном онлайн курсе выложены все необходимые учебно-методические материалы по проектно-исследовательской работе, с которыми знакомятся не только школьники, но и учителя, которые и являются непосредственными руководителями школьных проектов и исследований. Педагоги отдела астрономии и космонавтики и привлеченные в качестве научных консультантов профессионалы помогают учителям, делая экспертную оценку школьных работ и дистанционно консультируя учителей и учащихся. Так постепенно учащиеся, начиная с реферативных работ в программе «Космос становится ближе. Эксперимент на орбите», переходят к более сложным проектам и исследованиям в программах «Космонавтика. Шаг в профессию», «Эксперимент на Земле и в Космосе. Проект по выбранной теме», участвуют

в конференциях «Эксперимент в космосе» и «Космический патруль». Так, например, в этом учебном году в рамках программы «Эксперимент на Земле и в Космосе. Проект по выбранной теме» старшеклассники с педагогом Г.И. Евсеевой принимают участие в сетевом проекте «Диффузия», к которому подключились три школы. Целью проекта является демонстрация на борту РС МКС концентрационной и тепловой диффузии в жидкой среде в условиях невесомости и проведение сравнительного анализа полученных результатов с расчетно-теоретическими данными. А педагог МГТУ им. Н.Э. Баумана Г.Н. Товарных в рамках этой дистанционной программы готовит школьников к конкурсу «Шаг в будущее. Космонавтика», через который прошли многие наши учащиеся и стали студентами МГТУ им. Н.Э. Баумана.

РАННЯЯ ПРОФОРИЕНТАЦИЯ ВЫПУСКНИКОВ ШКОЛ

Е.А. Изжеуров, И.В. Чостковская

(Самарский государственный аэрокосмический университет)

izj@ssau.ru, chosiv@yandex.ru

Ранняя профориентация – это широкий охват школьников области 5-11 классов. Ученикам предоставляется возможность проявить свой творческий потенциал, любознательность и трудолюбие. Каковы этапы предлагаемой нами программы работы со школьниками?

Первый этап: с 5 по 9 класс, работа проводится в школах по месту учебы и охватывает по возможности всех школьников. Вуз контролирует учебный процесс в рамках программы, анализирует работу и вырабатывает рекомендации. Цель этого этапа – показать детям возможность и области применения их интеллектуальных и творческих способностей, проявления себя в новой для них деятельности. Это предполагает преподавание математики, физики, информатики с элементами занимательности по программам, разработанным школьными учителями совместно с соответствующими кафедрами вуза, организацию и проведение конкурсов, Дней науки; встречи с ведущими учеными, специалистами и руководителями области и аэрокосмической отрасли и космонавтами.

Второй этап: работа в 9 классах, предпрофильное обучение. Учителя школ и преподаватели вуза сотрудничают в организации учебного процесса. Работа предполагает анализ деятельности учащихся и выработку рекомендаций. Цель этого этапа – дать школьникам знания, необходимые для осознанного выбора профиля обучения в старшем звене. Это предполагает участие в предметных олимпиадах начиная с городского и до всероссийского уровней; участие в творческих конкурсах, конференциях, других соревнованиях, летних школах; организацию лектория о современном состоянии науки и техники и перспективах развития их новых

направлений; организацию образовательного туризма: экскурсии в ЦУП и ЦПК, на предприятия ракетно-космической отрасли, в первую очередь Самары. По итогам второго этапа отбираются ребята, которым на старшей ступени (10-11 класс) рекомендовано обучение в школах с высоким образовательным и творческим потенциалом. Перечень таких школ постоянно обсуждается совместно с министерством образования и науки Самарской области и может обновляться.

Третий этап: 10-11 класс. Работа со школьниками, обучение по профильной программе с углубленным изучением математики, физики, информатики и основ инженерного дела (создание школы-интерната для обучения одаренных детей из области и регионов Поволжья). В рамках программы, помимо общеобразовательной деятельности, одаренные старшеклассники знакомятся с аэрокосмическим кластером Самарской области, предприятиями кластера и их ведущими специалистами. Цель этого этапа – создание образовательной среды для полнейшего раскрытия интеллектуальных и творческих способностей одаренных старшеклассников, организация учебного процесса для одаренных детей и в продвинутых школах. Этот этап предполагает участие в предметных олимпиадах, начиная с городского и до всероссийского и международного уровней, участие в творческих конкурсах, конференциях, других соревнованиях, в летних школах, инженерно-технических проектах, выставках; участие в конкурсах «Прима-мастер»; CANSAT в России, Всероссийском конкурсе «Космос»; конференциях «Космонавтика и ракетная техника», «Лукачевские чтения», «Юношеские Королевские чтения», РОСТ, МАКС и других, образовательный туризм: экскурсии в ЦУП, в г. Звездный ЦПК, корпорацию «Энергия», ЦСКБ «Прогресс», в Мемориальный музей космонавтики.

В результате школьники должны представлять перспективы развития аэрокосмической отрасли Самарской области и Российской Федерации и позиционировать себя как активных участников развития этого кластера. По завершении программы выпускники школ должны иметь не менее 210 баллов по 3 предметам ЕГЭ, иметь достижения в исследовательской работе на кафедрах и в лабораториях университета, на университетских, городских, региональных и всероссийских конференциях, в конкурсах, соревнованиях разного уровня. Студенты не должны потерять связи со своими школами, должны участвовать в мероприятиях программы в своей и других школах.

**ФОРМУЛА ПРОФЕССИИ – КОСМОС.
ФОРМИРОВАНИЕ ПРОФОРИЕНТАЦИОННЫХ ПОДХОДОВ К ВОВЛЕЧЕНИЮ
МОЛОДЕЖИ В АЭРОКОСМОНАВТИКУ**

О.В. Максимова, О.М. Слепова

ФГБОУ ВПО УлГТУ, МБУК «ЦБС», г. Ульяновск

first32007@yandex.ru

На сегодняшний день вовлечение школьников в научное и научно-техническое творчество становится основной целью структур и объединений, работающих с молодежью. Одной из наиглавнейших задач для достижения вышеназванной цели является профориентация и стимулирование школьника на научно-техническое творчество.

Город Ульяновск – центр производства, техобслуживания и эксплуатации воздушных судов, выпуска авионики, а также подготовки летных и инженерных кадров для гражданской авиации. Несмотря на это, профессии, связанные с авиацией и космосом, не являются для молодежи приоритетными. Поэтому вопросы просвещения подрастающего поколения и профориентации их в сферу авиации очень актуальны и важны. В целях популяризации аэрокосмических и технических профессий МБУК «Централизованная библиотечная система» г. Ульяновска реализует проект «Авиационно-космическая библиотека. Космос как формула профессии» на базе библиотеки №2 Заволжского района города Ульяновска.

Цель данного проекта – познакомить школьников с авиацией, астрономией, космической техникой, возможностями и требованиями Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана, с техническими специальностями Ульяновского государственного технического университета и перспективами трудоустройства после его окончания.

В рамках презентации проекта в Информационном центре по атомной энергии состоялся web-meeting школьников Ульяновской области со студентами «Молодежного космического центра» Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана и Советом молодых ученых Ульяновского государственного технического университета. С помощью web-моста школьники Ульяновска смогли познакомиться с правилами участия во Всероссийской олимпиаде школьников «Шаг в будущее. Космонавтика».

Авиационно-космическая библиотека в рамках просветительской деятельности представляется как информационный ресурс профориентации школьников на аэрокосмические и технические специальности. Проект поможет популяризировать авиационные профессии и заложить базу знаний для предприятий кластера «Ульяновск – Авиа».

**ОБ ОПЫТЕ ПОДГОТОВКИ НАУЧНЫХ КОЛЛЕКТИВОВ
В РАМКАХ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
В ИНТЕРЕСАХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ**

В.А. Изрицкий, В.И. Майорова

МГТУ им. Н.Э. Баумана

ysc@bmstu.ru

В условиях, с одной стороны, активно развивающихся новых технологий и, с другой - истощения кадрового потенциала, подготовка кадров для ракетно-космической промышленности России требует повышения эффективности и сокращения сроков создания научных коллективов, имеющих компетенции в активно развивающихся областях науки и техники. Одним из направлений решения этой задачи может стать подготовка в рамках дополнительного образования в технических вузах готовых научных коллективов, создаваемых из числа заинтересованных студентов ещё на этапе их обучения в вузе.

В истории есть примеры, когда из студенческих научных коллективов вырастали целые научно-исследовательские институты. Так, например, Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского в своё время был создан на базе студенческого кружка, работавшего в ИМТУ и МВТУ ныне (МГТУ им. Н.Э. Баумана) в начале XX века.

Основным принципом подготовки таких коллективов служит внедрение проектно-ориентированного метода обучения, позволяющего студентам выполнять научные междисциплинарные проекты различного уровня сложности. Этот метод достаточно широко используется в мире и в отдельных вузах, например, в университете Райса (г. Хьюстон, США) – является обязательным. Такого рода проекты могут быть как краткосрочными, в частности, выполняемыми в рамках летних научных школ, так и долгосрочными, выполняемыми в течение периода до нескольких лет. При этом, как правило, именно при выполнении крупных коллективных проектов, обычно связанных с заказами промышленности, складываются коллективы, в которых представлены студенты, имеющие разные специализации.

Учебно-научный молодёжный космический центр МГТУ им. Н.Э. Баумана (УНМКЦ), созданный в 1989 году, ведёт работу по формированию студенческих научных коллективов, часть из которых практически в полном составе по окончании вуза перешла работать на предприятия космической промышленности.

По опыту УНМКЦ выполнение крупных коллективных технических проектов студенческими коллективами, в ходе которых может сформироваться научный коллектив, крайне затруднено без использования других методов и средств дополнительного образования, часть из которых

может быть интегрирована в процесс базового вузовского образования. В частности, важными образовательными элементами являются: проведение предварительных обзоров по теме проекта, участие в выполнении краткосрочных коллективных научных и технических проектов, представление полученных результатов на научных конференциях. Такой подход позволяет сформировать у студентов ряд ключевых компетенций, необходимых для дальнейшей профессиональной деятельности.

Важное значение в создании научных коллективов студентов имеет процесс отбора студентов для работы в научном проекте. В МГТУ им. Н.Э. Баумана этот процесс начинается еще на этапе приема абитуриентов на ракетно-космические специальности вуза по результатам участия во Всероссийской олимпиаде «Шаг в будущее» по направлению «Космонавтика». На этом этапе профессионально-ориентированные школьники выполняют свои первые научно-исследовательские проекты. На младших курсах для заинтересованных студентов организуются открытые лекции специалистов ракетно-космической промышленности по курсу «Практическая космонавтика», посещения предприятий отрасли, а также встречи с ведущими учеными, испытателями, космонавтами. При этом студенты уже с первого курса начинают привлекаться к участию в коллективных технических проектах, а к старшим курсам они оказываются способными полноценно участвовать в коллективных научных студенческих проектах, предусматривающих выполнение НИР и ОКР по заказам промышленности.

В результате такого подхода образуются творческие коллективы студентов, в дальнейшем целиком переходящие на работу на соответствующие предприятия ракетно-космической промышленности. Остальные же студенты, участвовавшие в такого рода проектах, как правило, успешно интегрируются в существующие научные коллективы. Подготовка научного коллектива «под заказ» может ускорить процесс восстановления кадрового потенциала ракетно-космической промышленности.

ОРГАНИЗАЦИОННО-МЕТОДИЧЕСКИЙ ПРОЕКТ ДЛЯ ОРИЕНТИРОВАНИЯ УЧАЩИХСЯ ШКОЛ НА ИНЖЕНЕРНЫЙ ПРОФИЛЬ

В.В. Воробьев

***Городской Методический Центр Департамента Образования
города Москвы***

didaskalia-vvv@mail.ru

Главная цель методического проекта: привлечь наибольшее количество школьников к выбору ими инженерного образования, а в дальнейшем стать

инженерами (значительная часть школьников, участвующих в проекте может прийти на предприятие техником или рабочим, что сегодня так же важно).

К проекту подключается довольно широкий круг учителей и учащихся. При этом, подготовка всех участников самая разная (предварительного отбора на «большую или меньшую одарённость» не происходит, нашему обществу нужны различные специалисты).

Все задачи, связанные с учебно-воспитательной деятельностью, решаются системой взаимоотношений: ученик – учитель – методист. К этим трём лицам в той или иной степени подключаются родители учащихся, консультанты (специалисты). Консультанты могут поддерживать работу каждого: ученика, учителя, методиста (он может быть один на всех и общаться со всеми или поддерживать работу одного члена системы).

Первая из них связана с решением фундаментального вопроса – просвещением учащихся школ. Созданием базы в сообществе, которая становится опорой в дальнейшей работе. До школьников должны дойти знания о технике и её развитии (совершенствовании). Учителя также должны иметь современное мировоззрение и им необходимо оказывать в этом методическую поддержку. Учащиеся, создавая творческие работы, проходят ещё и школу воспитания, знакомясь с достижениями России.

Второй этап – подготовка к представлению этих работ на ученической конференции.

Серьёзные ориентиры в этой работе задаются связью с предприятием ОАО «ВПК «НПО машиностроения», заинтересованном в приходе качественно подготовленных специалистов.

От начала цикла проекта до его окончания осуществляется связь поколений, организуются встречи участников проекта со специалистами и ветеранами отрасли.

**КАФЕДРА «РАКЕТОСТРОЕНИЕ» БГТУ «ВОЕНМЕХ» И ЕЕ ВКЛАД В
ПОДГОТОВКУ СПЕЦИАЛИСТОВ ДЛЯ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ РАКЕТНО-
КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ**

М.Н. Охочинский

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург

rk-voenmeh@yandex.ru

Первая кафедра Ленинградского военно-механического института была создана 8 июля 1946 года приказом Министра высшего образования СССР в соответствии с Постановлением СМ СССР «Вопросы реактивного вооружения» от 13 мая 1946 года № 1017-419сс (пункт 29). Ныне это – кафедра «Ракетостроение» Балтийского государственного технического университета «Военмех» им. Д.Ф. Устинова, более 60 лет готовящая

инженерные кадры для аэрокосмической отрасли нашей страны. Всего за это время квалификацию инженера-ракетчика получило более 5 000 человек. Среди них немало выдающихся ученых и конструкторов, внесших большой вклад в развитие ракетостроения и космонавтики: дважды Герой Социалистического труда академик В.Ф. Уткин, Герои Социалистического труда В.Л. Клейман, В.С. Соколов, М.И. Галась, Г.А. Ефремов, руководители крупнейших российских аэрокосмических предприятий Н.А. Тестоедов, А.В. Зайцев, Н.Н. Клейн, В.В. Меньщиков, летчики-космонавты СССР Г.М. Гречко и С.К. Крикалев и др.

Высокое качество подготовки специалистов на кафедре всегда определялось и определяется сегодня, в первую очередь, следующими факторами:

высококвалифицированный преподавательский состав, изначально сформированный как из сотрудников института, имевших довоенный опыт преподавания, так и офицеров, получивших в годы войны практический опыт эксплуатации ракетных систем. И в последующие годы, и в настоящее время на кафедру в качестве преподавателей приходили и приходят ее выпускники, имеющие опыт практической работы в ракетно-космической отрасли и в большинстве случаев – дополнительное университетское образование в области физико-математических наук;

заложенные с первых дней существования кафедры традиции преподавания, основанные на системном подходе к рассматриваемым проблемам, универсальности подготовки, распространяемой на ракетные системы самых различных классов, при ее четкой объектовой направленности;

связь с ведущими предприятиями отрасли и активное участие преподавателей кафедры в научно-исследовательской работе с последующим использованием полученных в НИР результатов в учебном процессе. Так, исследования кафедры в области газодинамики старта и разделения ступеней, горения твердых топлив, точного измерения расхода легли в основу базовых лекционных курсов. Работы в области автоматизированного проектирования сложных систем стали базой для развития нового направления подготовки: на кафедре была создана одна из первых в стране САПР ракетных транспортных систем, позднее внедренная в учебный процесс всего университета;

широкое привлечение студентов кафедры к участию в ее научных исследованиях, поощрение участия обучающихся в различных научных конкурсах, олимпиадах и смотрах. Только за последние годы студенты кафедры были дважды удостоены Молодежной премии Санкт-Петербурга в номинации «Наука и техника» (присуждается Советом при губернаторе города);

прекрасно укомплектованный, начиная с первых лет работы, кабинет материальной части кафедры, изначально состоявший из отечественного реактивного вооружения времен Великой Отечественной войны и образцов трофейной немецкой ракетной техники, в частности, ФАУ-1, ФАУ-2, «Шмиттерлинг», «Хеншель», «Тайфун». Позднее на кафедре появились отечественные баллистические ракеты 8К51 и 8К99, образцы противотанкового и зенитного ракетного оружия. В настоящее время в кабинете содержатся современные образцы ракетных систем различного назначения, всего – более 30 изделий, снабженных подробными описаниями и методическими пособиями, в том числе и мультимедийными презентациями.

Осуществив за годы своего существования несколько реорганизаций, кафедра «Ракетостроение» сохранила свои лучшие традиции и одновременно стала базой для создания в университете новых кафедр, готовящих специалистов в области проектирования ракетных двигателей, космических аппаратов и разгонных блоков, аэродинамики и динамики полета.

СИСТЕМА АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ОБРАЗОВАНИЯ В Г. НОВОМОСКОВСКЕ ТУЛЬСКОЙ ОБЛАСТИ

Н.В. Николаева

***Лаборатория радио и аэрокосмического конструирования имени
А.В. Володина МБОУ ДОД «Дворец детского (юношеского) творчества»
natasha071rus@mail.ru***

Комплексная разноуровневая дополнительная образовательная программа «Космос глазами детей» разработана во Дворце детского (юношеского) творчества г. Новомосковска в 1993 году по инициативе основателя Лаборатории радио и аэрокосмического конструирования ДДЮТ Марачева Виктора Матвеевича. По его глубокому убеждению интерес ребенка к познанию и творчеству необходимо развивать с дошкольного возраста, тогда детское увлечение он перенесет на все свои занятия, образование и в дальнейшую взрослую жизнь. Практика подтвердила правоту убеждения Виктора Матвеевича. Несколько поколений дошкольников пришли на занятия в коллективы ДДЮТ по аэрокосмическому направлению – «Начальное техническое моделирование», «Ракетно-космическое конструирование», «Детское Конструкторское Бюро». Этим детей отличает высокая мотивация, знание планет и их спутников, звезд и созвездий, истории освоения космоса. Они более активны не только в получении знаний, но и в обмене ими с другими. С удовольствием, очень грамотно и заинтересованно они участвуют во встречах с гостями

Новомосковска – космонавтами, учеными, преподавателями вузов. При подготовке к выставкам и конкурсам они более инициативны в выборе тематики работ и подходят к реализации своих задумок более творчески.

По программе Дошкольного аэрокосмического образования в городе в настоящее время работают 6 МБДОУ.

Все педагоги креативны, активно принимают участие в работе методического объединения на базе ДДЮТ, проводят открытые занятия и мастер-классы для воспитателей и родителей не только своих детских садов.

Традиционно два раза в год для детей, занимающихся по программе «Космос глазами детей», во Дворце детского (юношеского) творчества проводятся городские аэрокосмические фестивали дошкольников.

Дополнительная общеразвивающая программа дошкольного аэрокосмического образования, разработанная в Новомосковском ДДЮТ, была высоко оценена на Всероссийском конкурсе «Космос» и активно используется педагогами ДОУ в городах: Калуге, Ульяновске, Нальчике - более 15 лет.

Программы начального технического моделирования «Юный моделист», «Судо, авиа, ракетомоделирование» рассчитаны на школьников 1-5 классов. Цель этапа – развитие политехнического кругозора, конструкторских способностей, воображения, пространственного мышления, фантазии и смекалки, устойчивого интереса к техническому творчеству. Школьники 7-12 лет получают первоначальные знания по основам технологии и устройства технических объектов, навыки работы с чертежами и эскизами, объемными моделями, инструментами и паяльниками, получают возможность принять участие в выставках, конкурсах, соревнованиях. Занятия в объединениях начального моделирования становятся важным шагом к изучению движения технических средств, конструкций и аэродинамики полета простейших моделей самолетов, ракет.

Для обучающихся 5-8 классов создана дополнительная общеобразовательная программа «Ракетно-космическое конструирование», цель которой – освоение основ конструирования и изготовления моделей и макетов ракетно-космической техники, введение элементов научно-исследовательской и проектной деятельности, развитие логического мышления и способности аргументации своих идей. Школьники принимают участие в выставках и конференциях регионального и всероссийского уровня, выезжают на экскурсии в Центр подготовки космонавтов, музеи космической и оружейной отрасли. При подготовке работ они изучают историю создания техники, учатся анализировать, выявлять особенности конструкций и технологий изготовления моделей и макетов.

Дополнительная общеобразовательная программа «Космическое проектирование» рассчитана на школьников 14-17 лет, она позволяет

ребёнку максимально реализовать себя, самоопределиться предметно, социально, профессионально, лично. Актуальность программы обусловлена возросшей потребностью в квалифицированных инженерных кадрах, научных работниках в производственной сфере, поддержке одарённых и высокомотивированных детей, в развитии творческого мышления.

Обучающиеся 9-11 классов в процессе освоения программы создают авторские проекты под руководством научных консультантов МГТУ им. Н.Э. Баумана, ТулГУ, НИРХТУ. Участие во Всероссийской олимпиаде «Шаг в будущее. Космонавтика», региональных научно-практических конференциях дают возможность старшеклассникам поступить в ведущие технические вузы России. Так, за последние 5 лет более 10 человек стали студентами МГУ, МАИ, МАДИ, МИФИ, МЭИ. 8 человек успешно обучается в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Система непрерывного аэрокосмического образования, созданная в Новомосковске, позволяет ребёнку на любом этапе включаться в образовательный процесс. Каждый человек, прикоснувшийся к теме космонавтики, становится соучастником творчества, фантазии, таинства, которое пронизывает всю его дальнейшую жизнь, втягивает на свою орбиту друзей, родителей, педагогов. Многие выпускники работают в аэрокосмической отрасли, приводят в наши объединения своих детей. А значит, система работает и дает свои плоды.

ПРОГРАММА ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ УЧАЩИХСЯ «ТЕХНИКА КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЁТА»

Г.Н. Товарных

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Программа имеет научно-техническую направленность. Новизна, актуальность и педагогическая целесообразность программы состоит в том, что космонавтика стала неотъемлемой частью технического прогресса общества, она интересует многих людей не только с познавательной, но и с чисто практической целью. Что дает освоение космоса для благосостояния людей уже сегодня? Куда надо вкладывать средства, чтобы получить наибольшую отдачу от космонавтики завтра? Какие космические проекты ждут человечество в будущем и нуждаются в международном сотрудничестве? Как гармонично развивать космическую технику с учетом экологии окружающей среды и расходования земных ресурсов? Перечень вопросов можно было бы продолжить. Особенно актуально они звучат в наше время, когда определяются рациональные пути развития нашей экономики и науки.

Чрезвычайно важным является создание широкой системы выявления и отбора одаренных, работоспособных и увлеченных наукой и космонавтикой школьников, оказание им помощи в формировании устойчивого интереса к науке и технике, создание необходимых условий и мотиваций для овладения ими методологией творческой деятельности, осуществления своих научно-технических замыслов – наряду с усиленной подготовкой в области естественных и гуманитарных дисциплин.

Программа рассчитана на небольшую группу с интенсивным изучением предмета, где каждый учащийся активно задействован в процессе изучения теоретического и практического материала. Программа учитывает интересы учащихся к тому или иному материалу и их уровень знаний, полученных в школе. Вследствие этого изучаемый предмет усваивается более полно и глубоко, что, несомненно, принесет пользу самим учащимся.

Отличительной особенностью программы является то, что учащиеся, прошедшие курс обучения могут подготовить проект и принять участие в конкурсе работ на Всероссийской конференции школьников по космонавтике, проводимой ежегодно в МГТУ им. Н.Э. Баумана в рамках молодежного движения "Шаг в будущее". Победители конкурса получают право поступления в технические Вузы, занимающиеся подготовкой специалистов для ракетно - космической отрасли, на льготных условиях.

Обучение в группах "Техника космических полетов" проходят 5 - 15 человек в возрасте от 14 до 17 лет (8 - 11 кл). Программа рассчитана на три года по 108 часов в год.

Учащиеся должны приобрести следующие знания и навыки.

В конце первого года обучения:

- навыки работы с литературой и поиска необходимой информации;
- опыт выступлений на научно-практических конференциях;
- умение обоснования правильности выбранного решения, с анализом

окончательного результата;

В конце второго года обучения:

- навыки в проведении исследовательских работ;
- опыт выполнения расчетных и графических работ на ПЭВМ.

В конце третьего года обучения:

- базовый уровень теоретических знаний в области космонавтики;
- умение пользоваться элементарными методами расчета задач

космонавтики.

Формой подведения итогов реализации программы является подготовка рефератов и проектов для участия в конференциях по космонавтике.

**КОНЦЕПЦИЯ РАЗВЕРТЫВАНИЯ СЕТИ СТАНЦИЙ ОПТИЧЕСКОГО И
РАДИОЛОКАЦИОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НА БАЗЕ ШКОЛЬНЫХ
ОБСЕРВАТОРИЙ
В РАМКАХ АСТРОНОМИЧЕСКОЙ ПРОГРАММЫ
«НАБЛЮДЕНИЕ ЕСТЕСТВЕННЫХ И ИСКУССТВЕННЫХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ В
ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ»**

А.Б. Степашкин

ГБОУ СОШ №1847 г. Москвы

seamos@yandex.ru

В настоящее время, несмотря на гигантскую революцию, происходящую в астрономии, отношение к ней в школах стало недопустимо пренебрежительным: преподавание астрономии является не правилом, а исключением. В современной школе нет курса астрономии ни в вариативной, ни в инвариативной части базисного учебного плана. Если посмотреть программы по физике, то в них можно найти кусочки бывшего астрономического курса. На них выделяется всего 4 - 5 часов. Этого, конечно же, крайне мало для того, чтобы школьники могли усвоить простейшие данные о происхождении Вселенной или нашей Солнечной системы. В большинстве учебных заведений даже элективный курс астрономии не предлагается. Поэтому у школьников не формируется осознанного восприятия этой науки. Астрономия – это точная, сложная, мировоззренческая наука. Она объединяет все имеющиеся знания об устройстве мира, Вселенной. Ее изучение дает человечеству возможность понять законы мироздания. Наша жизнь в космическом понимании подчиняется этим законам, и мы должны их знать. К тому же молодые люди должны быть осведомлены об угрозах из космоса для Земли, таких, как астероидная и метеоритная опасность, загрязнение околоземного пространства космическим мусором, риск столкновений космических объектов.

Образовательный проект «Развертывание сети станций оптического и радиолокационного наблюдения на базе школьных обсерваторий» в рамках астрономической программы «Наблюдение естественных и искусственных небесных тел в околоземном пространстве», разрабатываемый в ГБОУ СОШ №1847 г. Москвы, нацелен на создание инновационной образовательной среды, дающей развитие исследовательской, проектно-конструкторской и прикладной творческой деятельности обучающихся для профессиональной ориентации и подготовки к целевым наборам в профильные вузы. Такой подход открывает перспективу трудоустройства выпускников профильных вузов на предприятия народнохозяйственного и оборонного профиля на основе укрепления созданных долговременных связей «школа – вуз – предприятие».

Задачами проекта являются:

- проектирование и апробация модели деятельности школьной лаборатории космических исследований;
- определение организационно-педагогических и материально-технических условий реализации модели школьной лаборатории космических исследований;
- строительство на территории ГБОУ СОШ №1847 г.Москвы обсерватории и школьного астрономического комплекса, внедрение опыта работы школьной научно-исследовательской конструкторско-дизайнерской лаборатории;
- реализация астрономической программы «Наблюдение, обнаружение и каталогизация естественных и искусственных небесных тел в околоземном пространстве».

Будущий астрономический комплекс позволит достичь следующих целей:

1. Образовательных – повысить престиж фундаментальных наук: математики, физики, химии и других; дать первые навыки выполнения исследовательской работы.

2. Воспитательных – показать, что для научной деятельности необходимы глубокие и всесторонние знания, заразить учащихся страстью к познанию нового, привить потребность в интеллектуальном труде, уважение к наукам.

Особенностью будущего школьного астрономического комплекса является возможность наблюдать астрономические явления коллективно в реальном режиме времени. Наличие в составе комплекса аппаратуры автоматизированного купола позволит использовать оборудование во много раз эффективней, значительно повысит качество наблюдений и даст возможность полноценно вести учебный процесс и заниматься исследовательской работой в течение всего учебного года. Полученный опыт предлагается распространить на всей территории России для создания обширной сети школьных обсерваторий.

БЫТЬ В АВАНГАРДЕ НАУКИ И СПОРТА

Т.И. Буркова

МОУ «СОШ №21» г. Подольска МО, fisik62@mail.ru

Т.Л. Михайлова

МУК «ЦБС г. Подольска МО

12 апреля все прогрессивное человечество отмечает День Космонавтики. Сегодня уже кажется привычным, что стартуют с Земли космические корабли, в высоких небесных далях происходят стыковки

космических аппаратов. На космической станции живут и трудятся космонавты, запускают к дальним планетам автоматические станции. Мы знаем имена всех наших космонавтов, которые, поистине, стали героями для многих поколений мальчишек и девчонок. Но остаются в тени те, которые открыли нам их имена.

Таким неизвестным героем был Николай Петрович Кузин, который подготовил к полету первых космонавтов: Валерия Быковского, Бориса Волынова, Алексея Леонова, Павла Поповича, Владимира Комарова и первую женскую группу космонавтов. Для подготовки женской группы космонавтов Н. П. Кузин помимо основных упражнений включил элементы балета.

Работа в качестве тренера для подготовки космонавтов в Звездном городке началась 17 сентября 1961 года. Была поставлена задача - подготовить первых космонавтов. Сложность поставленной тогда задачи — подготовить человека к первому в истории полету в космос. Главной задачей ставилась экспериментальная проверка возможностей человека, функционировать в заоблачных космических далях. Николай Кузин, как спортсмен, разработал спортивные упражнения, силовые нагрузки для подготовки первой группы. Затем их усовершенствовал, разнообразил, в соответствии с получаемым результатом. Чередование нагрузок содействовало тренировке вестибулярного аппарата и общему укреплению организма космонавта.

Самым сложным испытанием в тренировочных упражнениях – испытания на вестибулярный аппарат. В дальнейшем Н. П. Кузин создает конструкцию для тренировки вестибулярного аппарата и написал научно-популярную статью «О целенаправленной вестибулярной тренировке к длительному космическому полету. Скромный человек и настоящий профессионал – Николай Петрович Кузин внес свою лепту в историю первых пилотируемых космических полетов.

**ПРОЕКТНО-ОРИЕНТИРОВАННЫЙ МЕТОД
ОБУЧЕНИЯ СТУДЕНТОВ ИНЖЕНЕРНЫМ ДИСЦИПЛИНАМ**

В.И. Майорова

МГТУ им. Н.Э. Баумана

ysc@bmstu.ru

На современном этапе освоения космоса планы ведущих космических агентств мира нацелены на осуществление в составе международной кооперации миссий по исследованию Солнца, Марса, Венеры, системы Юпитера, планет и малых тел Солнечной системы, астероидов, а также других не менее амбициозных проектов. Для реализации заявленных

космическими державами сверхсложных задач в условиях быстро изменяющихся требований рынка интеллектуального труда необходимы высококвалифицированные специалисты, соответствующие настоящему и будущему уровню научно - технического прогресса. Для того, чтобы реализовать такие амбициозные задачи, требующие огромных затрат и ресурсов, необходимо объединяться на международном уровне. И, в первую очередь, это касается выработки единого подхода в подготовке новой генерации современных специалистов, способных реализовать поставленные космическими агентствами задачи. Применительно к космической промышленности и смежным с нею областям особенно важно учитывать международный аспект в работе инженеров и исследователей, так как практически все значимые проекты в освоении космоса выполняются совместными усилиями отдельных стран. Усиливающаяся в последнее время коммерциализация и глобализация отраслевых программ во всем мире делают важным наличие у молодого специалиста определенных коммуникативных и организационных компетенций, таких как: умение представить результаты своего труда, обладание навыками делового общения, управления персоналом, владения иностранными языками и наличие опыта работы в международном коллективе. Значительная часть профессиональных компетенций в силу своей специфики не может быть приобретена студентами ни в процессе обучения в университетах, ни во время производственных практик на предприятиях.

Одним из возможных путей совершенствования системы подготовки высококвалифицированных кадров может быть проектно-ориентированный метод обучения при подготовке современных специалистов, позволяющий целенаправленно формировать их системное мышление как творческих личностей. Проектно-ориентированный метод обучения дает возможность студентам прибавить к фундаментальным знаниям, получаемым в рамках базового вузовского образования, практические навыки и способность грамотно применять их. В связи с этим привлечение молодежи к выполнению реальных и учебных космических проектов становится особенно важным, что подтверждается мировым опытом. Наиболее эффективно студенческие проекты по космической тематике выполняются в университете Штутгарта (Германия), Федеральном политехническом университете Лозанны (Швейцария), университете Ла Сапиенса (Италия), СГАУ, СибГАУ, МГТУ им. Н.Э. Баумана и других. Основой для обучения являются проекты создания научно-образовательных микро-, нано-, пикоспутников, современные технологии для исследований космического пространства и дистанционного зондирования Земли, проектирование космических миссий, космические навигационные технологии, принципы проектирования бортовых электронных систем (управления, телеметрии,

энергоснабжения) и другие темы, с которыми сталкиваются инженеры, работающие в космической промышленности.

В МГТУ им. Н.Э. Баумана использование проектно-ориентированного метода обучения студентов космической технике и технологиям позволило разработать на базе лаборатории перспективных космических технологий Молодежного космического центра Университета студенческий микроспутник дистанционного зондирования Земли «Бауманец», полезную нагрузку для выполнения серии космических экспериментов, специальное программно-математическое обеспечение. Практические навыки проектирования космической техники студенты получают также во время работы летней Международной молодежной научной школы «Исследование космоса: теория и практика», проводимой МГТУ им. Н.Э. Баумана ежегодно на протяжении более 15 лет. Только за последние годы международными коллективами студентов на базе научной школы были выполнены следующие проекты:

- 2008 г. – «Разработка туристической лунной базы»;
- 2009 г. – «Разработка межпланетного зонда для исследования спутника Сатурна – Титана»;
- 2010 г. – «Разработка перспективной пилотируемой орбитальной станции с искусственной гравитацией»;
- 2011 г. – «Разработка планетохода для исследования Меркурия»;
- 2012 г. – «Разработка проекта межпланетного зонда для исследования поверхности кометы «Темпель-1»;
- 2013 г. – «Разработка проекта создания перспективного космического комплекса для исследования поверхности и атмосферы Венеры»;
- 2014 г. – «Разработка проекта пилотируемого полета на Марс с использованием промежуточной базы на астероиде».

В настоящее время выполняются проекты создания научно-образовательного студенческого микроспутника «Бауманец-2», пикоспутника «Парус - МГТУ», наноспутника «Космический буксир», суборбитального ракетоплана.

Практика внедрения проектно-ориентированного метода в подготовке современных специалистов показала важность совместных усилий для сбалансированного процесса планирования миссий, конструирования космической техники и эффективного обучения студентов инженерным дисциплинам.

Молодёжные научные проекты

ПРОЕКТ ПИЛОТИРУЕМОЙ ЭКСПЕДИЦИИ НА МАРС С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АСТЕРОИДА ДЛЯ РАЗМЕЩЕНИЯ ПРОМЕЖУТОЧНОЙ БАЗЫ ПРИ МЕЖПЛАНЕТНОМ ПЕРЕЛЕТЕ

А.М. Павлов, В.А. Игрицкий, И.С. Жаренов, В.В. Фомина

МГТУ им. Н.Э. Баумана

pavlov_arseniy@mail.ru, ysc@bmstu.ru

В настоящее время в мире широко обсуждается возможность пилотируемой экспедиции на Марс и рассматриваются различные варианты ее осуществления. При этом одним из наиболее сложных при разработке такой экспедиции является вопрос защиты космонавтов от воздействия космического ионизирующего излучения во время длительного межпланетного перелета.

В рамках проводимой Молодёжным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана Молодёжной международной научной школы «Исследование космоса: теория и практика-2014» был выполнен коллективный технический проект пилотируемой экспедиции на Марс с использованием астероида для размещения промежуточной базы при межпланетном перелете. Это позволило оценить преимущества и недостатки подхода, при котором для защиты от ионизирующих излучений космонавты значительную часть пути проводят внутри базы на астероиде, обеспечивающей достаточный уровень защиты.

Проведён анализ орбит известных астероидов, в результате чего наиболее пригодным для создания базы был признан астероид 25143 Итокава. В рамках проекта работало несколько рабочих групп, проводивших разработку нескольких технических аспектов экспедиции и применяемых в ней космических аппаратов, конструкция которых была разработана в объеме технического предложения с учетом фактического уровня развития науки и техники.

Результаты разработки проекта показали, что такая экспедиция возможна, однако сопряжена с рядом трудностей, основными из которых являются значительные затраты топлива на перелёт космонавтов к астероиду и от него, а также достаточно редкое прохождение астероида мимо Земли и Марса, что обуславливает минимальную длительность экспедиции порядка 9 лет. Также показана возможность создания на астероиде защищённой от ионизирующих излучений базы, которая может быть надежно зафиксирована на поверхности астероида опоясывающими его тросами или лентами, а затем обложена мешками с реголитом с помощью

передвигающихся по этим тросам специальных робототехнических комплексов.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КРУПНОГАБАРИТНОГО СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ТИПА «НЕСУЩИЙ КОРПУС» ДЛЯ РАЗВЕРТЫВАНИЯ ОБИТАЕМОЙ БАЗЫ НА ПОВЕРХНОСТИ МАРСА

А.А. Харлан, Я.Ю. Ищенко, Н.О. Кременецкий, Е.Н. Мунин

МГТУ им. Н.Э. Баумана

ysc@bmstu.ru

Организация пилотируемой экспедиции на Марс является одним из перспективных направлений развития космонавтики, однако на данный момент для ее осуществления требуется решить еще целый ряд технических вопросов. Одним из них является организация доставки экипажа и грузов на марсианскую базу с достаточной точностью посадки, что связано с достаточно большой массой грузов, которые необходимо доставить на марсианскую базу в случае длительного пребывания на ней космонавтов, что исключает возможность их доставки одним спускаемым аппаратом (СА) традиционных размеров и требует использования либо технологий точной посадки нескольких СА, либо применение СА значительно увеличенного размера.

В рамках коллективного технического проекта при проведении Международной молодёжной научной школы «Исследование космоса: теория и практика-2014», проводимой Молодежным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана участники школы разрабатывали проект пилотируемой экспедиции на Марс с использованием астероида для размещения промежуточной базы при межпланетном перелете. При этом для оценки возможности использования СА увеличенного размера при осуществлении многолетней экспедиции на марс участниками школы был в объеме технического предложения выполнен проект СА типа «несущий корпус» массой 70 тонн.

Результаты выполненных расчетов показывают, что использование таких СА принципиально возможно, но имеет ряд особенностей. Большая масса СА при слабее возрастающей площади горизонтального сечения требует применения относительно более сложных опор для посадки на Марс. Также большие размеры СА приводят к более высоким тепловым нагрузкам при входе в атмосферу. Большая масса СА, кроме того, потребовала применения в качестве системы мягкой посадки не парашютной системы, а платформы с ракетными двигателями, аналогичной платформе марсохода «Кьюриосити». Значительным преимуществом таких СА является минимизация внекорабельной деятельности при разворачивании

марсианской базы и упрощение защиты космонавтов от ионизирующих излучений.

**РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА
МАРСИАНСКОЙ ДОЛГОВРЕМЕННОЙ ОБИТАЕМОЙ БАЗЫ, ВЫПОЛНЕННОЙ В
ВИДЕ КРУПНОГАБАРИТНОГО СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ТИПА
«НЕСУЩИЙ КОРПУС»**

***Л.В. Волосатова, В.А. Игрицкий, Н.А. Муллин, В.С. Копытов, Я.М. Павлова
МГТУ им. Н.Э. Баумана***

ysc@bmstu.ru

Одним из основных вопросов, который необходимо решить при подготовке пилотируемой экспедиции на Марс является обеспечение защиты экипажа от ионизирующих излучений во время межпланетного перелета и нахождения на поверхности Марса. Для оценки путей решения этого вопроса в рамках проводимой Молодёжным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана Молодёжной международной научной школы «Исследование космоса: теория и практика-2014» был выполнен коллективный технический проект пилотируемой экспедиции на Марс с использованием астероида для размещения промежуточной базы при межпланетном перелете. В рамках данного проекта проводилась разработка крупноразмерного спускаемого аппарата (СА) типа «несущий корпус» массой 70 тонн для развертывания базы долговременной марсианской экспедиции за одну посадку. Такое решение позволяет отказаться от требования высокой точности посадки СА, необходимой при использовании нескольких СА, а также существенно облегчает решение вопроса борьбы с ионизирующими излучениями за счет возможности размещения обитаемых помещений в нижней части СА, в значительной степени экранированной оборудованием и запасами, размещаемыми в его верхней части, а также его частичной обваловки.

При этом одним из важных вопросов проектирования такого СА является создание его системы обеспечения теплового режима, что обуславливается резко различающимися условиями его эксплуатации: в процессе беспилотного перелёта на Марс, когда оборудование на его борту практически не функционирует, в процессе посадки на Марс с экипажем на борту и в процессе функционирования на поверхности Марса в качестве базы марсианской долговременной экспедиции. Для обеспечения теплозащиты при спуске в атмосфере Марса СА покрыт абляционным теплозащитным покрытием, которое, однако, не обеспечивает необходимый температурный режим в процессе межпланетного перелета. Расчеты показали, что применение экранно-вакуумной теплоизоляции для данного СА менее

выгодно, чем использование во время перелета дополнительных радиоизотопных нагревателей, применяемых в сочетании с абляционной теплозащитой, необходимой для спуска в атмосфере Марса. На поверхности Марса, при этом, из-за работы всего оборудования СА основную сложность представляет отвод тепла работающего оборудования, поскольку крупногабаритный СА имеет низкое отношение площади наружной поверхности к мощности подводимого изнутри теплового потока. Расчеты показали, что при использовании такого СА необходимо использование дополнительных теплообменников – радиаторов, размещаемых за пределами корпуса СА.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ПИЛОТИРУЕМОЙ БАЗЫ НА ПОВЕРХНОСТИ АСТЕРОИДА

***М.М. Копытова, А.Ю. Крупнова, О.А. Половникова, И.Ю. Юровских
МГТУ им. Н.Э. Баумана***

ysc@bmstu.ru

Планируемая в дальней перспективе развития отечественной космонавтики пилотируемая экспедиция на Марс требует решения вопроса обеспечения защиты космонавтов от воздействия ионизирующей радиации во время длительного межпланетного перелета. Одним из вариантов такой защиты является использование космонавтами промежуточной базы на астероиде, сближающемся с Землей и Марсом, снабженной радиационной защитой из слоя местного грунта толщиной более 2 м.

Для оценки возможностей создания и целесообразности использования таких баз, в рамках проводимой Молодёжным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана Молодёжной международной научной школы «Исследование космоса: теория и практика-2014» был выполнен коллективный технический проект пилотируемой экспедиции на Марс с использованием астероида 25143 Итокава для размещения промежуточной базы.

Разработка проекта показала, что одним из основных вопросов, который необходимо решить при проектировании базы на астероиде является создание системы обеспечения теплового режима (СОТР) этой базы, обладающей рядом специфических особенностей. Существенной чертой системы обеспечения теплового режима обитаемой базы на поверхности астероида является то, что она должна эксплуатироваться в процессе полета к астероиду, в открыто стоящем на его поверхности положении, а также на поверхности астероида после устройства защитной оболочки из местного грунта.

Анализ возможных мест размещения радиационных теплообменников (РТО) системы и самой базы показал, что в условиях астероида 25143 Итокава наиболее рациональным будет размещение базы на Южном Полюсе астероида, где его вращение создаст минимальные помехи для стыковки к базе кораблей, а также обеспечивается лучшие, по сравнению с Северным Полюсом, условия теплообмена для РТО. Сами РТО при этом рационально разместить на поверхности конструкций базы, не подлежащих засыпке грунтом, в районе размещения стыковочных узлов. Также, поскольку после создания защитной оболочки базы её корпус окажется хорошо теплоизолирован, и в это же время ожидаются максимальные внутренние притоки тепла в связи с прилётом космонавтов, СОТР базы должен обеспечивать прежде всего её эффективное охлаждение, а обеспечение нагрева конструкций во время перелёта к астероиду может быть осуществлено за счет применения радиоизотопных источников тепла и использования на заглубляемой части поверхности корпуса базы защитного покрытия из пленочно-тканевых мешков, впоследствии заполняемых грунтом астероида для создания защитной оболочки базы.

**РАЗРАБОТКА МОБИЛЬНОГО РОБОТОТЕХНИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ
СОЗДАНИЯ ЗАЩИТНОЙ ОБОЛОЧКИ ОБИТАЕМОЙ БАЗЫ НА ПОВЕРХНОСТИ
АСТЕРОИДА**

В.В. Черников, В.А. Игрицкий, А.А. Мокаева,

М.В. Коновалова, С. Салас

МГТУ им. Н.Э. Баумана

ysc@bmstu.ru

Для оценки возможности защиты космонавтов от ионизирующей радиации в ходе межпланетных перелетов путем использования специальной защищенной от радиации базы на поверхности сближающегося с Землей астероида, в рамках проводимой Молодёжным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана Молодёжной международной научной школы «Исследование космоса: теория и практика-2014» был выполнен коллективный технический проект пилотируемой экспедиции на Марс, предусматривающий реализацию этой возможности.

Специфической особенностью создания такой базы является необходимость использования специальных робототехнических комплексов для создания защитной оболочки базы из местного материала (реголита) толщиной более 2 метров еще до прибытия экипажа, поскольку только при наличии такой оболочки возможно длительное безопасное пребывание экипажа на ее борту. Решение этого вопроса требует использования специализированных мобильных робототехнических комплексов (МРК),

обеспечивающих сбор, транспортировку и укладку реголита в условиях крайне низкой гравитации на поверхности астероида.

В рамках проекта, для решения описанных выше вопросов, молодежным коллективом была разработана в объеме технического предложения конструкция МРК со специальным восьминогим шагающим шасси, конструкция которого обеспечивает сбор и транспортировку реголита на поверхности астероида, а также его укладку в защитную оболочку базы в специальных мешках. В условиях крайне низкой гравитации для изменения положения МРК в пространстве был выбран шагающий способ передвижения вдоль тросов, использующихся для удержания обитаемой базы на поверхности астероида. При этом незадействованные в удержании троса манипуляторы шасси используются для обеспечения устойчивости положения МРК, поочередно, по определённой схеме, упираясь в грунт астероида.

ИННОВАЦИОННЫЙ ПРОЕКТ «СУБОРБИТАЛЬНЫЙ РАКЕТОПЛАН»

А.Г. Топорков, Н.А. Муллин, Н.Г. Павлов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

info@spaceplane.ru

Создание суборбитальных систем отражает очевидную тенденцию последнего десятилетия - переход от больших и тяжелых спутников массой несколько тонн к аппаратам микро- и нано класса. Миниатюризация спутниковых платформ сейчас приобретает важное значение. В связи с этим появляется потребность проведения испытаний радиоэлектронных приборов и компонентов, а также новых материалов на их работоспособность в верхних сильно разреженных слоях атмосферы, при низких температурах и сильном ионизирующем излучении.

Целью студенческого проекта является создание универсальной масштабируемой платформы для доставки полезного груза до 2,5 кг на высоту 100 км с последующим безопасным возвращением в заданную точку.

Создаваемый суборбитальный ракетоплан (СРП) является многофункциональным средством. СРП может использоваться для проведения научных и технологических экспериментов в условиях микрогравитации в течение нескольких минут и вакуума, дистанционного зондирования Земли, включая полярные области, проведения астрономических исследований, таких, как вспышки на Солнце, пролет комет. В качестве полезной нагрузки помимо фото- и видео аппаратуры, газоанализаторов, датчиков, могут использоваться спутники типа CubeSat массой до 1,33 килограмма.

Оперативность запуска, адаптивное управление и особенность высоты полёта аппарата позволяют проводить ряд исследований, недоступных орбитальным спутникам и беспилотным летательным аппаратам.

В докладе рассмотрены возможности коммерческого применения результатов, полученных с использованием суборбитального ракетоплана.

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНСТРУКЦИИ КОСМОПЛАНА

**А.Д. Рототаев, И.А. Просвирина, Н.О. Кременецкий, А.М. Мухиев,
П.М. Аникин, Д.В. Биюшкин, П.В. Суроткин, М.В. Ульянов, Н.В. Ульянова
МГТУ им. Н.Э. Баумана**

info@spaceplane.ru

В рамках студенческого проекта «Суборбитальный ракетоплан» ведётся работа по созданию беспилотного летательного аппарата. Концептуально суборбитальный ракетоплан состоит из двух основных частей: носителя и космоплана.

Конструкция космоплана была разработана из требований обеспечения наиболее высокого аэродинамического качества, минимальной массы и максимальной технологичности изготовления.

При разработке космоплана было проработано три варианта компоновки: с раскрывающимися крыльями, с поворачивающимся крылом и с монокрылом самолётного типа. В соответствии с предъявленными требованиями, была выбрана компоновка с поворачивающимся крылом.

Фюзеляж спроектирован по модульному принципу, исходя из требований многофункциональности применения космоплана, повышения ремонтпригодности конструкции и упрощения эксплуатации.

Одним из важных элементов космоплана является крыло, которое было спроектировано с силовой схемой из перекрещивающихся нервюр. Такая схема обладает наибольшей жесткостью и прочностью по сравнению с классической. Количество силовых элементов было оптимизировано по массе.

Для раскрытия крыла разработан механизм поворота с использованием сервопривода и механизм крепления крыла к фюзеляжу на активном участке выведения.

Для обеспечения мягкой посадки был разработан парашют с системой перецепки от хвостовой части к центру масс аппарата.

В докладе рассмотрены особенности компоновки и проектирования конструкции космоплана.

**О НЕКОТОРЫХ ОСОБЕННОСТЯХ ПРОВЕДЕНИЯ ТЕРМОВАКУУМНЫХ
ИСПЫТАНИЙ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ***Н.А. Муллин, В.И. Майорова, В.И. Костенко**МГТУ им. Н.Э. Баумана*ysc@bmstu.ru

При наземной отработке малоразмерных космических аппаратов (МКА) важное место занимают термовакуумные испытания. Основная цель проведения термовакуумных испытаний – экспериментальная проверка правильности проектных решений по обеспечению требуемых температурных режимов конструкции и надежного функционирования космического аппарата в условиях окружающей среды во время его полета. Для достижения этой цели в наземных условиях необходимо воспроизвести все составляющие лучистого потока, воздействующего на микроспутник в полете: глубокого вакуума, степени черноты, тепловых воздействий нагретых элементов МКА, излучения Земли, прямого и отраженного излучения Солнца и другие.

Все эти факторы космического пространства существенно влияют на работоспособность космического аппарата. Например, воздействие глубокого вакуума приводит к процессу испарения, потере массы и изменению коэффициента трения металлов и их сплавов. Материалы, созданные на органической основе, при повышении температуры окружающей среды от 200 °С до 300 °С теряют до 10 % своей массы. В условиях вакуума изменяется состояние поверхностного слоя материалов, ухудшается теплопередача. Глубокий вакуум приводит к испаряемости жидких и твердых смазывающих материалов и также меняет закон передачи тепла между телами вследствие наличия только излучения и кондуктивной теплопередачи.

На МКА в полете оказывают влияние также лучистая энергия и радиоизлучения Солнца, а также корпускулярное излучение или солнечный ветер. Существенное влияние также оказывают солнечная и космическая радиация, геомагнитное излучение радиационных поясов, что приводит к изменению структурно-чувствительных характеристик материалов: повышается удельное сопротивление, снижаются пластичность и вязкость, возрастает сопротивление малой пластической деформации. Поэтому при создании систем обеспечения теплового режима необходимо проводить анализ применяемых материалов и покрытий на стойкость к радиационному воздействию.

Важным фактором космического пространства является большой градиент действующих температур. Реальный температурный диапазон элементов конструкции МКА составляет 77 – 400 К. При отрицательных температурах конструкционные материалы (металлы и сплавы) могут

переходить из пластического состояния в хрупкое. Кроме того, большой диапазон рабочих температур отрицательно влияет на стабильность характеристик электрорадиоизделий, оптико-механических устройств, тепловых развязок, механизмов раскрытия.

В современных условиях термовакuumные испытания космических аппаратов проводят в термовакuumных камерах, оснащенных различными имитаторами внешних тепловых потоков. Для полноразмерных космических аппаратов термовакuumные испытания проводятся с максимально возможной точностью имитации тепловых факторов космического пространства как на этапе конструкторско-доводочных так и комплексных испытаний.

В докладе рассмотрены особенности проведения термовакuumных испытаний МКА по сокращенной программе, обусловленные возможностью применения методики испытаний, разработанной для проведения термовакuumных испытаний приборов в любой вакуумной камере, оснащенной азотными экранами. Такой подход позволяет существенно сократить время и стоимость наземной отработки малоразмерных космических аппаратов.

ОСОБЕННОСТИ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ СУБОРБИТАЛЬНОГО РАКЕТОПЛАНА

Р.Э. Аюпов, З.С. Гарбузов, Л.И. Некрасова, А.В. Тарасова, Р.В. Захаров
МГТУ им. Н.Э. Баумана

info@spaceplane.ru

С развитием электронных вычислительных комплексов стремительно развиваются системы автоматического управления (САУ), которые адаптируются под изменения параметров объекта управления и внешних возмущений. Целесообразность применения адаптивных систем доказана во многих отраслях, в том числе и аэрокосмической отрасли.

Для управления и обеспечения оптимального состояния суборбитального ракетоплана (СРП) при различных изменениях внешних условий разрабатывается адаптивная система управления.

В рамках работы разработаны алгоритмы и технические решения:

Во-первых, разработан алгоритм облета точек в пространстве как по заранее заданному маршруту, так и по динамически созданному во время полета, с учетом текущих параметров местоположения, ориентации, состояния СРП и окружающей среды.

Во-вторых, разработан алгоритм стабилизации, который ориентирует СРП в необходимую плоскость в условиях разряженной и плотной атмосферы.

В-третьих, разработан алгоритм парирования нештатных ситуаций (НШС), которые могут возникнуть в процессе полета.

В-четвертых, разработан гермокорпус, который обеспечивает расчетный температурный режим бортового комплекса управления (БКУ), снижает воздействие вибраций, перегрузок, ионизирующего излучения и радиопомех на микросхемы БКУ.

В-пятых, разработан натурный стенд, позволяющий отлаживать алгоритмы стабилизации и парирования НШС, а также позволяет проводить предполетное тестирование всех систем БКУ в лабораторных условиях.

С помощью адаптивной системы решена одна из основных задач – обеспечение САУ запасом надежности, для того чтобы аппаратно-вычислительные модули Raspberry PI и Arduino работали в номинальном режиме, рационально используя ресурсы памяти, быстродействия и энергопитания.

В докладе рассмотрены особенности построения и реализации разрабатываемой САУ, а также алгоритмы и подходы к решению задач управления СРП.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ СУБОРБИТАЛЬНОГО РАКЕТОПЛАНА

А.М. Банников, С.В. Стаселович, З.С. Гарбузов, Р.Э. Аюпов
МГТУ им. Н.Э. Баумана

info@spaceplane.ru

Разрабатываемая система автоматического управления (САУ) решает задачу управления суборбитальным ракетопланом (СРП) без участия человека. САУ СРП рассчитывает управляющие воздействия по критериям надежности и максимальной дальности полета, при этом анализируя ориентацию, местоположение, состояния бортовых систем СРП и условия окружающей среды.

САУ решает задачи управления СРП в условиях разреженной и плотной атмосферы, парирования нештатных ситуаций (НШС), контроля работоспособности всех бортовых систем, задачи обмена корректирующими командами с наземным пунктом управления.

САУ проектируется с учётом движения ракетоплана на различных высотах (от 2 до 100 км) для работы в быстро изменяющихся внешних условиях: большие перепады температуры, плотности и давления, движение с различной скоростью (дозвуковая и сверхзвуковая) - все эти условия предъявляют высокие требования к проектированию и разработке САУ.

Особое внимание при разработке САУ уделено вопросам надежности, быстродействия и универсальности системы. Разрабатываемая система

имеет аппаратно-программное, информационное и временное резервирования ключевых элементов, благодаря чему существенно повышается надежность САУ.

Для повышения быстродействия САУ бортовой комплекс управления (БКУ) построен по модульному принципу. БКУ реализован на платформах Raspberry Pi и Arduino, которые позволяют уменьшить массу и габариты БКУ.

Универсальность САУ заключается в том, что при изменении целевых задач суборбитального ракетоплана, система не требует «глобального» изменения, достаточно подключить или доработать конкретный модуль, который отвечает за выполнение дополнительных функций.

В докладе представлены результаты разработки САУ, её характеристики и возможности.

ИМИТАЦИОННО-МОДЕЛИРУЮЩИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ОТЛАДКИ И ТЕСТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ СУБОРБИТАЛЬНОГО РАКЕТОПЛАНА

А.А. Недогарок, А.Г. Топорков, З.С. Гарбузов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

nk260an@gmail.com, toporkov.90@mail.ru, zakhar-garbusov@inbox.ru

Важнейшее значение для обеспечения надёжности ракетоплана имеет дополётное тестирование системы автоматического управления (САУ). Для проверки программного и аппаратного обеспечения САУ был разработан имитационно-моделирующий комплекс (ИМК). ИМК реализован на базе персонального компьютера, системы MATLAB и отдельных программных модулей. ИМК подключается к САУ по USB-интерфейсу. Комплекс обеспечивает:

тестирование работоспособности аппаратных модулей САУ;

моделирование движения ракетоплана под управлением подключенной САУ с различными начальными данными в режиме реального времени;

моделирование различных нештатных ситуаций и внешних возмущающих воздействий;

передачу в САУ информации, соответствующей моделируемым условиям полёта;

приём, запись, обработку и визуализацию сигналов управления, вырабатываемых САУ;

питание аппаратного обеспечения САУ расчётным напряжением.

Комплекс позволяет производить тестирование работы САУ при различных сценариях развития ситуации в полёте, выявлять программные ошибки.

В докладе описывается структура и основные алгоритмы работы комплекса, а также приводятся результаты применения ИМК.

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРЕБУЕМЫХ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ДВИЖЕНИЯ СТУПЕНЕЙ
ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ОТ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ В ЗАДАЧЕ УМЕНЬШЕНИЯ
ПЛОЩАДЕЙ ОТЧУЖДАЕМЫХ РАЙОНОВ**

Е.Н. Мунин, Д.А. Гришко

МГТУ им. Н.Э. Баумана

munin.e@mail.ru, dim.gr@mail.ru

В процессе расчёта траекторий выведения различных ракет-носителей (РН) требуется иметь в наличии специальное программное обеспечение (ПО) для расчёта параметров движения. Представленное в свободном доступе ПО либо не подходит для решения поставленной задачи, либо ограничено по функциональности и достоверности. Имеющиеся аналоги, обладающие схожими возможностями, характеризуется высокой стоимостью или локализацией на конкретных предприятиях, что затрудняет их лицензионное использование в университете. В Центре управления полётами малых космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана разработано ПО Trajectory-LAUNCH©, обладающее гибкой структурой и допускающее подключение расчётных модулей.

Одной из проблем эксплуатации современной ракетно-космической техники является необходимость отчуждения значительных районов под безопасное падение отработавших ступеней. Эффективным способом уменьшения площадей этих районов представляется обеспечение формирования специальных начальных условий движения отделившихся ступеней с тем, чтобы они падали в заданную зону. Это может быть достигнуто за счёт приложения к отделяемому элементу специальных импульсов скорости сразу после разделения ступеней. Подразумевается, что реализация этих импульсов не требует значительных затрат топлива и может быть технически реализована на основе уже применяющихся решений (РН «Рокот» и др.).

Величины корректирующих импульсов можно получить в результате решения краевой баллистической задачи с учётом ограничений на допустимые перегрузки. На предварительном этапе проводится расчёт траекторных параметров движения РН на участке работы каждой ступени. Далее полученные траекторные параметры используются в качестве начальных условий при итерационном определении импульсов скоростей, которые необходимо приложить к отделившимся частям.

ОСОБЕННОСТИ СОЗДАНИЯ МОЗАИЧНЫХ ПОКРЫТИЙ НА ОСНОВЕ СВОБОДНО РАСПРОСТРАНЯЕМЫХ ДАННЫХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

А.Я. Касюк

МГТУ им. Н.Э. Баумана

ysc@bmstu.ru

Гиперспектральные снимки со спутников «Terra» и «Aqua» с пространственным разрешением 250-1000 метров являются основой для разнообразных программ спутникового мониторинга. Мозаичные покрытия, составленные из таких снимков, позволяют одновременно охватить большие площади земной поверхности.

В данной работе из снимков, полученных со спутника «Terra», была составлена мозаика территории Российской Федерации в пространственном разрешении 500 м и псевдонатуральном синтезе 1-4-3. В этой комбинации используются только каналы видимого диапазона, поэтому объекты земной поверхности всегда выглядят похожими на то, как они воспринимаются человеческим глазом. В распространённых картографических интернет-сервисах мозаичное покрытие с указанными характеристиками пространственного разрешения является одним из слоёв, который видит пользователь.

При съёмке поверхности Земли на качество получаемых оптических изображений существенно влияет атмосфера. Одним из препятствий при выполнении данной работы явилось то, что большая часть территории России почти всегда «затянута» облаками. Для получения целостного изображения приходилось комбинировать снимки, сделанные на протяжении достаточно большого периода времени. Атмосфера Земли по-разному поглощает и рассеивает излучение в различных частях спектра. Из-за изменения с течением времени плотности и состава атмосферы и свойств подстилающей поверхности каждый снимок, по сути, имеет индивидуальную цветовую палитру, что создало дополнительные сложности при составлении мозаики.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ ЭЛЕМЕНТОВ ТЕПЛОЗАЩИТЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА КЛАССА «НЕСУЩИЙ КОРПУС»

Л.В. Волосатова, В.В. Леонов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

volosatova_liudmila_sm91@mail.ru, lv-05@mail.ru

Околосземное пространство уже давно не является пределом для космических аппаратов (КА). За последние десятилетия российскими и зарубежными учёными было создано и запущено несколько десятков КА для

исследования планет солнечной системы, астероидов и комет, звёзд и галактик. С их помощью был получен большой научный и инженерный опыт в области создания космической техники.

В настоящее время развитие проектов по изучению и освоению ближайших к Земле космических объектов: Луны, Марса и астероидов, является перспективным. Традиционные аппараты скользящего спуска при вхождении в атмосферу со второй (завершение лунной экспедиции) и третьей (завершение марсианской экспедиции) космическими скоростями испытывают высокий нагрев поверхности, а также повышенные перегрузки. Поэтому необходимо использовать аппараты других классов, например, класса «несущий корпус». К тому же применение данных аппаратов позволяет создать многоразовую систему, что может привести к сокращению затрат на эксплуатацию системы в целом.

В связи с этим в последние годы в различных странах мира активно проводятся работы по проектированию и разработке КА данного класса. При этом одной из основных задач, возникающих при их проектировании, является задача оптимизации теплозащитного покрытия по массе. Последнего можно добиться повышением точности применяемых математических моделей.

В данной работе представлены исследования аэродинамических и баллистических характеристик аппаратов класса «несущий корпус». Приведены анализ теплозащитных материалов, методы выбора схемы теплозащитного покрытия и расчёта его параметров с учётом уноса.

РАЗРАБОТКА НАДУВНОГО МОДУЛЯ ДЛЯ ОРБИТАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

В.В. Волосатов, В.В. Леонов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

VolosV.V.92@mail.ru, lv-05@mail.ru

Реализация новых проектов по исследованию и освоению космического пространства приведёт к увеличению продолжительности миссий на космических станциях, долговременным пилотируемым полётам к Луне и Марсу, что, в свою очередь, приведёт к необходимости увеличения объёмов жилых и складских помещений.

Существующие ракеты-носители имеют ограничения по массе и габаритам доставляемого ими полезного груза, соответственно для реализации этих проектов необходимо особое внимание уделить вопросам, связанным с разработкой трансформируемых крупногабаритных конструкций космического назначения. Это позволит увеличить жилой объём

модулей для комфортной работы экипажа, а также складские объёмы для размещения научного оборудования и припасов.

Одним из возможных методов создания таких конструкций являются применение надувных (пневматических) элементов конструкции.

Надуваемая оболочка должна отвечать ряду требований:

Высокая плотность и компактность укладки без повреждений структуры оболочки и с сохранением возможности последующего раскрытия на опорной орбите.

Высокая герметичность элементов конструкции, в том числе в местах крепления оболочки к каркасу.

Относительно высокая формостабильность и жесткость элементов конструкции после наддува;

Стойкость к воздействию различных факторов космического пространства.

В данной работе рассмотрены различные варианты надувных крупногабаритных конструкций, перспективные материалы и технологии изготовления надувных космических модулей. Особое внимание уделено варианту конструкции космического обитаемого надувного модуля, представляющего собой жесткую основу и прикрепляемую к ней надуваемую оболочку.

ПЛАВЛЕНИЕ ШУГООБРАЗНОГО ВОДОРОДА В ЕМКОСТЯХ, ОГРАНИЧЕННЫХ ПОВЕРХНОСТЯМИ ВРАЩЕНИЯ

А.В. Тарасова, Г.Н. Товарных

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Криогенные жидкости находят широкое применение в различных областях науки и техники. Особый интерес представляет собой криогенная техника, работающая в области водородных и гелиевых температур. При этом очень важными становятся вопросы охлаждения, хранения и транспортировки криопродуктов в неустановившихся режимах при наличии внешних теплопритоков, фазовых переходов и вибрационных нагрузок.

Одним из перспективных способов уменьшения потерь криопродуктов является их хранение в предварительно охлажденном или шугообразном состоянии, т.е. в виде смеси твердой и жидкой фаз. Преимущество данного варианта в увеличении запаса холода и плотности криопродукта, а также в уменьшении давления насыщенных паров. Нагрев шугообразного продукта при его постоянном перемешивании вызывает в основном плавление твердой фазы и незначительное повышение давления паров над жидкостью. Управляя притоком теплоты к емкости, можно одновременно перевести шугу в жидкое состояние.

В работе представлены приближенные соотношения для определения времени плавления шугообразного водорода в шаровых, торовых и цилиндрических емкостях. Плавление шуги рассматривается как плавление сосредоточенной массы, происходящее под действием изменяющегося во времени теплопритока. Плавление происходит как под действием тепловых потоков, поступающих со стороны твердых стенок, имеющих контакт с шугой, так и под действием теплового потока, поступающего к шуге со стороны чистой жидкости. При этом принимается предположение о том, что температура распределена в области чистой жидкости в вертикальном положении по линейному закону.

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ, СОСТАВА И СВОЙСТВ УГЛЕПЛАСТИКА КМУ-4 ПОСЛЕ 12 ЛЕТ ЭКСПОЗИЦИИ НА ПОВЕРХНОСТИ ФГБ МКС

***И.С. Деев¹, Е.Ф. Никишин², Е.В. Куршев¹, С. Л. Лонский¹
(Россия, Москва, ФГУП «ВИАМ»¹, ГКНПЦ им. ХРУНИЧЕВА²)***

deewis@viam.ru

Цель работы - исследование структуры, состава и физико-химических характеристик модифицированного углепластика КМУ-4 и клеенных соединений (углепластик КМУ-4/клей ВК-9/сплав АМгб), прошедших 12-летнюю экспозицию на внешней поверхности функционального грузового блока (ФГБ) международной космической станции (МКС), получение данных по изменению их макро- и микроструктуры, оценка эксплуатационной устойчивости к воздействию факторов космического пространства.

Объектами исследований являлись контрольные и экспонированные на МКС листовые и клеенные образцы модифицированного углепластика КМУ-4 без покрытия и с терморегулирующим покрытием ТР-СО-2. Углепластик КМУ-4 изготовлен из углеродной ленты ЭЛУР-0,1П со схемой армирования [0°; 90°] и эпоксидного связующего ЭНФБ-2м. Для модифицирования углепластика на его внешние поверхности укладывалась по одному слою ткань стеклянная электроизоляционная толщиной 0,1 мм (марки ЭЭ-62 из алюмоборосиликатного стекла).

Установлено, что макро- и микроструктура, элементный состав и потери массы контрольных и экспонированных листовых и клеенных образцов модифицированного углепластика КМУ-4 различаются незначительно, то есть материал обладает стабильными структурными характеристиками.

На основании полученных данных и с учётом результатов ранее проведенных исследований образцов ПКМ, экспонированных на космических станциях «Салют» и космическом комплексе «Мир», сделано предварительное заключение о том, что полимерные композиционные материалы (углепластик в сотовых панелях микрометеорной защиты

рабочего отсека; терморегулирующее покрытие TP-CO-2 на панелях радиаторов системы терморегулирования, размещённых на наружной поверхности гермоотсека и др.) могут быть допущены к дальнейшей эксплуатации со сроком до 20 лет полёта в составе наружных элементов конструкции служебного модуля МКС.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ОПТИМИЗАЦИИ ФОРМЫ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО ЗАРЯДА ПО КРИТЕРИЮ МИНИМАЛЬНОГО ОТКЛОНЕНИЯ ПЛОЩАДИ ПОВЕРХНОСТИ ГОРЕНИЯ ЗА ВРЕМЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

А. М. Корнелюк, Я. Ю. Ищенко

МГТУ им. Н.Э. Баумана

y.ishchenko@5okb.ru

Выбор формы твердотопливного заряда является сложной многопараметрической задачей начального проектирования ракетного двигателя твердого топлива. Стационарность процесса горения в значительной степени зависит от постоянства площади поверхности горения твердотопливного заряда, которое определяется исключительно его формой. Поэтому решение задачи оптимизации геометрических параметров заряда позволяет уменьшить разбросы параметров конца активного участка траектории. Это, в свою очередь, упрощает систему управления ракеты, позволяет отказаться от системы отсеки тяги двигателей, тем самым снижая массу конструкции ракеты и увеличивая точность выведения полезной нагрузки.

В работе рассмотрены три типа твердотопливных зарядов: канально-щелевой, «звездочка» и «зонтик». Осуществлено математическое моделирование процесса выгорания свода заряда. Для каждого типа заряда использовался индивидуальный подход к решению этой задачи. Для всех трех типов зарядов удалось с достаточной точностью описать динамический процесс изменения формы поверхности горения.

Задача оптимизации формы заряда по нескольким параметрам решалась методом Недлера-Мида. Для канально-щелевого заряда была осуществлена оптимизация по двум параметрам, для заряда типа «звездочка» - по трем и для заряда типа «зонтик» - по пяти параметрам.

Разработанный программный комплекс позволяет определить минимальное значение отклонения площади поверхности горения заряда заданного типа за все время работы ступени. Оказалось, что существует минимум рассматриваемой неявно заданной функции. Существует также возможность сравнения различных типов зарядов в случае конкретного технического задания на проектирование двигателя твердого топлива. Сравнение можно проводить по критериям минимально возможного отклонения площади го-

рения, минимального отклонения положения центра масс заряда в процессе работы и минимальной массы теплозащитного покрытия.

ПРОЕКТ МАЛОЙ ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ КАК МОЛОДЕЖНОГО СПУТНИКА

А.В. Пироженко, А.В. Мищенко

Институт технической механики НАНУ и ГКАУ, Днепропетровск
alex.pirozhenko@mail.ru, cvetochekam@rambler.ru

Космические тросовые системы на протяжении десятков лет рассматриваются как одно из наиболее перспективных направлений развития космонавтики. В последние годы большое внимание исследователей уделяется электродинамическим космическим тросовым системам (ЭДКТС) и их использованию для создания эффективных средств увода отработавших свой срок космических аппаратов и ступеней ракет-носителей с низких околоземных орбит. Применение ЭДКТС для решения этих задач представляется многообещающим и экономически целесообразным.

Создание эффективных ЭДКТС связано с решением сложных взаимосвязанных проблем динамики космических тросовых систем, физики плазмы, электродинамики, механики и физики космического полета, термодинамики... Сложный междисциплинарный характер исследуемых задач, тонкие специфические эффекты, проявляющиеся в динамике ЭДКТС и оказывающие на ее работу существенное влияние – это те причины, которые, по-видимому, обуславливают не такой быстрый, как первоначально ожидалось, прогресс в разработках. Вместе с тем, эти же причины, как представляется, обуславливают красоту и привлекательность задачи создания ЭДКТС.

В докладе рассмотрены основные принципы и модели функционирования ЭДКТС на низких околоземных орбитах. Показано, что существующие модели взаимодействия ЭДКТС с ионосферой и магнитосферой Земли построены на основе ряда не вполне обоснованных предположений, и что развитие направления ЭДКТС в первую очередь связано с получением достоверных экспериментальных данных функционирования системы в натуральных условиях.

Показана привлекательность задач создания экспериментальных ЭДКТС и проведения натуральных экспериментов для привлечения молодежи к научно-техническому творчеству.

Секция 15

Комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов**ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО ДАЛЬНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА**

А.В. Луковников, А.С. Полев, А.А. Исянов, О.Д. Селиванов,

А.А. Максимов, А.А. Евстигнеев

ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова»,

О.П. Минин, Е.Н. Подопросветов

ОАО «Туполев»,

А.Ю. Уджуху, Б.И. Гуревич

ФГУП «ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского»

Lukovnikov@ciam.ru

Для обеспечения конкурентоспособности и прорыва на мировой рынок перспективных российских пассажирских самолетов должно быть достигнуто существенное улучшение характеристик самих самолетов и их силовых установок (СУ). Наряду с традиционными способами повышения экономичности двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД), такими как повышение параметров рабочего процесса в результате широкого внедрения в конструкцию перспективных материалов, увеличение степени двухконтурности и КПД узлов, необходим поиск «прорывных» технических решений, в частности, применение новых нетрадиционных схем СУ.

В ходе выполнения работы исследованы две концепции маршевой СУ для перспективного дальнемагистрального самолета (ДМС) уровня 2025–2030 гг.:

– СУ на базе двух или трех ТРДД с повышенными (по сравнению с двигателями 5 поколения) параметрами цикла и сверхвысокой степенью двухконтурности;

– распределенная силовая установка (PCY), включающая два тяговых выносных вентилятора (ВВ), приводимых через механическую трансмиссию либо от выносного газогенератора (ГГ) – схема «ВВ+ГГ», либо от ТРДД – схема «ВВ+ТРДД». При этом ВВ расположены по бокам от ГГ или ТРДД.

В ЦАГИ и ОАО «Туполев» были сформированы компоновочные схемы ДМС в схеме «летающее крыло» (ЛК), удовлетворяющие перспективным летно-техническим, экологическим, эксплуатационным и др. требованиям. Выбор такой компоновки позволит достигнуть уровня аэродинамического

качества в 22–23 ед. (в случае обеспечения положительной интерференции мотогондол и струй от двигателей с поверхностью центроплана), что на 10–15 % выше, чем у существующих самолетов такого класса (B787, A380, B777 и др.), выполненных по нормальной аэродинамической схеме с подкрыльевым размещением мотогондол двигателей.

Анализ различных вариантов компоновок перспективных ДМС и СУ показал, что основные усилия должны быть направлены на отработку двух вариантов:

- варианта СУ с ТРДД в мотогондолах, размещенных на пилонах над крылом. Основное преимущество такой схемы связано с ее относительной простотой;

- вариант РСУ с «засасыванием» пограничного слоя в воздухозаборники двигателей. Этот вариант значительно сложнее, но потенциально может обеспечить самолету ЛТХ на уровне близком к самолету нормальной схемы с подкрыльевым расположением ТРДД. Принципиальную возможность реализации такой схемы подтверждают экспериментальные исследования, проведенные в ЦАГИ на моделях с воздухозаборниками над фюзеляжем, «захватывающими» пограничный слой.

ТРАНСПОРТНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА С ДВУМЯ ДВИГАТЕЛЬНЫМИ КОНТУРАМИ (ЖРД+ГПВРД)

А.А. Козлов, В.Н. Аврашков, И.Н. Боровик, С.Ф. Тимушев

Московский авиационный институт

kozlov202@yandex.ru, aerospace@mai.ru

Разработана концепция одноступенчатого летательного (ЛА) с двумя двигательными контурами – ЖРД и ГПВРД для вывода полезных грузов на низкую опорную орбиту Земли или их транспортировку на большие расстояния. Вертикальный старт ЛА осуществляется с помощью двигателей ЖРДУ, основной разгонный участок – с использованием ГПВРД, дополнительный набор скорости на большой высоте - повторным включением ЖРДУ.

В качестве горючего обоих двигательных контуров используется керосин, окислителем для ЖРДУ является высококонцентрированная перекись водорода (ВПВ). Выбор компонентов топлива обеспечивает экологическую чистоту продуктов сгорания и упрощает инфраструктуру подготовки ЛА к полету.

Использование двух типов ДУ в составе одноступенчатого ЛА позволяет:

- значительно сократить стартовую массу ЛА за счет использования атмосферного воздуха на участке работы ГПВРД и единого керосинового бака,

- использовать всё околоземное пространство для решения различных целевых задач,

- увеличить эффективность ЛА по конечной скорости за счет положительного эффекта совместной работы двигательных контуров.

Стендовая база факультета «Двигатели летательных аппаратов» МАИ располагает огневыми стендами и соответствующими образцами стендовых ЖРД МТ и широкодиапазонных ГПВРД. На основе имеющихся стендовых образцов подготовлено Техническое предложение по проекту демонстратора одноступенчатого ЛА с двумя двигательными контурами для исследования влияния полетных условий на эффективность двигательных установок и систему управления ЛА.

В подготовке эскизных и рабочих проектов демонстратора участвуют промышленные партнеры МАИ: ОАО «НПО Машиностроение», ОАО «НПО Энергомаш», ЦИАМ им. П.И. Баранова, ОАО «Композит».

НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ РАЗРАБОТКИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ДЕЛОВОГО САМОЛЕТА

В.Н. Строкин, П.Д. Токталиев, Ю.В. Беликов, В.Л. Попов
ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова»,
stroking@ciam.ru, pavel_d_m@mail.ru

В работах ЦИАМ в 2013-2015 гг. для сверхзвукового делового самолёта (СДС) были предложены и рассмотрены две схемы камер сгорания (КС1 и КС2) с многофорсуночным, двухъярусным фронтальным устройством (МФУ) на режиме крейсерского полета сверхзвукового делового самолета (СДС) ($M_p=1,8$; $H=15500$ м, параметры воздуха на входе в камеру сгорания $T_3^*=975$ К, $p_3^*=16,3$ кг/см², $\alpha=2,99$, $T_{r1}^*=1700$ К). Обе схемы построены на базе камеры сгорания современного ТРДД.

Расчет течения и горения в камерах был осуществлен с использованием коммерческого программного комплекса Esi Group CFD-ACE+, надежность которого была верифицирована ранее.

КС1 кроме большого числа форсуночных модулей (108 модулей с закруткой 45°, 73 % воздуха) во фронте имела кольцевой стабилизатор и систему охлаждения (21 % воздуха). КС2 (108 модулей с закруткой 35°, 84 % воздуха), как более компактная, предельная модификация первой схемы, не имела кольцевого стабилизатора и охлаждения стенок (аналогично японской камере для СДС).

Расчеты показали, что КС1, несмотря на приемлемые данные по полноте сгорания ($\eta > 0,99$), сопротивлению ($\delta = 4,1$ %) и неравномерности поля температур ($\theta_{\max} = 1,45$), даже при 30 % воздуха на охлаждение, находится в критическом тепловом состоянии ($t_{w \max} = 1089$ °С) и дает высокие выбросы окси-

дов азота ($EI NO_x=37,9$ г/кг). Последние существенно превышают предполагаемые нормы технического уровня ИКАО для крейсерского полета ($EI NO_x = 5-10$ г/кг).

Использование модифицированной конструкции КС2 привело к положительному изменению характеристик, хотя и не ликвидировало зоны обратных токов за модулями ($\eta>0,99$, $\delta=4,74$ %, $\theta_{\max}=1,13$, $EI NO_x=27$ г/кг).

Выявлены основные закономерности процесса горения и образования NO_x :

- горение топлива в обеих схемах заканчивается на длинах 50-55 мм от фронта;

- образование NO_x протекает по всей длине жаровой трубы;

- наличие одного ряда струй воздуха (до 15% воздуха) и отсутствие центрального стабилизатора приводит к регулярному полю неоднородностей и быстрому перемешиванию;

- высокие температуры воздуха на входе в камеру приводят к существенной трансформации поля температур, параметра неравномерности и повышенным выбросам NO_x ;

Например, КС1 на взлетном режиме современного ТРДД ($T_3^*=770$ К, $P_3^*=14$ кг/см², $\alpha=2,7$) дала полноту сгорания ($\eta>0,99$), неравномерность поля температур ($\theta_{\max}=1,21$) и выбросы $NO_x=8,6$ г/кг при сопротивлении ($\delta=4$ %).

Предполагается модернизация КС2, прежде всего, за счет ликвидации зон обратных токов за модулями.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ЛАМИНАРНЫХ ВЯЗКИХ ТЕЧЕНИЙ ВОЗДУХА В КОЛЬЦЕВОМ СОПЛЕ

В.А. Левин (Институт автоматики и процессов управления ДВО РАН, Владивосток),

Н.Е. Афонина, В.Г. Громов, И.С. Мануйлович, Г.Д. Смехов, А.Н. Хмелевский (Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова), В.В. Марков (Математический институт им. В.А. Стеклова РАН)

levin@iacp.dvo.ru, levin@imec.msu.ru

В современных реактивных двигателях используются разнообразные сопловые устройства и их комбинации для оптимизации габаритно-массовых и тяговых характеристик летательных аппаратов. Применение для этих целей компактных кольцевых и линейных двухщелевых сопел в ряде случаев может оказаться более предпочтительным по сравнению с традиционными соплами Лаваля.

В докладе представлены результаты численного моделирования по сравнению тяговых характеристик конических, кольцевых и линейных

двухщелевых сопел, проведенного на основе уравнений Эйлера и Навье-Стокса. Рассматривались компактные кольцевые сопла с внутренней полостью, имеющие в сечении форму сферического сегмента и соответствующие им по геометрическим параметрам двухщелевые сопла. Сравнение проводилось при условиях равенства расходов газа и давлений на входе и в пространстве истечения. В качестве топлив рассматривались стехиометрические смеси воздуха с ацетиленом, газофазным авиационным керосином и унитарные твердые топлива. Представлено сравнение результатов расчета с имеющимися и вновь полученными экспериментальными данными.

Установлено, что в высотных условиях полета квазиодномерное расчётное сопло Лаваля превосходит рассматриваемое кольцевое сопло по величинам развиваемой тяги и удельного импульса. Указанная разница снижается с уменьшением высоты полёта и давления торможения. Тяговые характеристики эквивалентных по геометрическим параметрам и расходу газа кольцевых и соответствующих им плоских двухщелевых сопел практически совпадают и при истечении в форвакуум примерно вдвое превышают соответствующие значения для эквивалентного по расходу газа звукового сопла.

Показано, что тяговые характеристики реального сопла Лаваля, профилированного для использования в выходном устройстве ракетного двигателя, работающего на продуктах сгорания унитарного топлива, могут быть превышены на 10% при замене сопла Лаваля на эквивалентное по расходу газа кольцевое сопло с внутренней полостью.

Работа поддержана РФФИ (проекты №№ 11-01-00068-а, 13-01-12043-офи-м, 14-01-00742-а, 14-01-90407-Укр-а, 12-01-31118-мол-а), Министерством Образования и Науки (проект НШ-5911.2012.1, МК-3355.2012.1) и Программами фундаментальных исследований РАН.

КРИТЕРИАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПЕРИОДИЧЕСКОГО ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ВБЛИЗИ ПОВЕРХНОСТИ НА ВЫСОКОСКОРОСТНЫЕ ПОТОКИ

С.М. Аульченко, В.П. Замураев, А.П. Калинина

ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск

zamuraev@itam.nsc.ru

Одним из способов управления ударно-волновыми структурами в высокоскоростных потоках является периодическое энергетическое воздействие (тепловой импульс, высокочастотная вибрация участка поверхности, приток массы). При этом возникает задача быстрого тестирования параметров энергоподвода, при которых возможны изменения в исходной ударно-волновой структуре.

Для плоского течения и локализации источника воздействия на поверхности малой кривизны, можно ввести набор критериев в рамках задачи на

основе уравнений Эйлера. Количество критериев в общем случае определяется пи-теоремой. По способу построения их можно разделить на числа гомотронности и числа Маха ударной волны, вычисленные в приближении сильной ударной волны. Способ вычисления критериев зависит от конкретной системы.

Для любой системы необходим критерий гомотронности по длине зоны энергоподвода по направлению вдоль потока, а также критерий интенсивности, соответствующий первоначальному числу Маха ударной волны от объема газа, равному объему зоны энергоподвода и полностью испытывшему энергетическое воздействие. Необходимым условием нелинейного процесса перестройки ударно-волновых структур является: критерий интенсивности должен быть больше единицы.

Работа выполнена в рамках проекта СО РАН III.22.6.2 (№ 01201351870) и при финансовой поддержке РФФИ (грант № 14-08-00820).

**ОБЩАЯ ТЕОРИЯ ИНТЕНСИФИЦИРОВАННОГО ТЕПЛООБМЕНА ПРИ
ТУРБУЛЕНТНОМ ТЕЧЕНИИ В ПРЯМЫХ КОЛЬЦЕВЫХ КАНАЛАХ С
ПЕРИОДИЧЕСКИМИ ПОВЕРХНОСТНО РАСПОЛОЖЕННЫМИ НА ВНУТРЕННЕЙ
ТРУБЕ ТУРБУЛИЗАТОРАМИ НА БАЗЕ СЕМИСЛОЙНОЙ МОДЕЛИ
ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ**

И.Е Лобанов

Московский авиационный институт

loobbaannooff@live.ru

В авиационной и ракетно-космической технике широко применяются различного рода теплообменные аппараты, в которых, в результате интенсификации теплообмена, может быть достигнуто снижение их массогабаритных показателей, гидравлических потерь, расходов и температур теплоносителей; в ряде случаев задачей является снижение температурного уровня поверхности теплообмена при фиксированных режимных и конструктивных характеристиках.

Расчётные методы исследования интенсификации теплообмена при турбулентном течении в трубах разработаны ещё недостаточно. Экспериментальные данные по теплообмену справедливы только для определённого вида течений и типоразмеров турбулизаторов. В связи с этим необходима разработка новых, более точных, чем существующие теоретических методов исследования интенсификации теплообмена при турбулентном течении в трубах.

Получили широкое использование теплообменные устройства с каналами некруглого поперечного сечения, в т.ч., кольцевые каналы, в которых каналах теплообмен осуществляется не через всю омываемую поверхность.

Часто тепловые потоки на различных поверхностях неодинаковы: кольцевые каналы с внутренним или внешним обогревом, а также с двусторонним обогревом с разными тепловыми потоками. Моделирование предельного изотермического теплообмена при турбулентном течении в кольцевых каналах за счёт турбулизации потока производится по методике, аналогичной методике, применённой для круглых труб с турбулизаторами.

При моделировании теплообмена для кольцевого канала, интенсифицированного посредством периодически расположенных поверхностных турбулизаторов на внутренней трубе, будут справедливы все допущения, характерные для круглых труб с турбулизаторами. Течение в кольцевом канале при наличии поверхностных турбулизаторов рассматривается как стабилизированное турбулентное течение. Турбулентный поток в кольцевом канале с турбулизаторами на внутренней трубе моделируется посредством семислойной схемы турбулентного пограничного слоя.

Детерминируем вышеуказанное послойное деление потока в кольцевом канале с турбулизаторами, для которых справедливы следующие отношения турбулентной и молекулярной вязкостей профили скорости соответственно. Обширное сопоставление полученных по сгенерированной в исследовании супермногослойной теории расчётных данных по интенсифицированному теплообмену в кольцевых каналах с турбулизаторами с экспериментальными для широкого диапазона определяющих параметров, из которого видна вполне удовлетворительная корреляция между ними.

В представленном исследовании была разработана математическая модель течения и теплообмена для кольцевых каналов с турбулизаторами на внутренней трубе, основанная на 7-слойном моделировании турбулентного пограничного слоя. Получены аналитические решения задачи о теплообмене для кольцевого канала с двусторонним обогревом, интенсифицированного посредством периодически расположенных поверхностных турбулизаторов на внутренней поверхности.

Расчёты в зависимости от вышеуказанных параметров хорошо согласуются с экспериментом и имеют перед последними неоспоримое преимущество, т.к. принятые допущения охватывают гораздо более широкий диапазон, чем ограничения эксперимента.

КАЗАНСКИЙ ПЕРИОД СТАНОВЛЕНИЯ СТРАТЕГИЧЕСКОГО РАКЕТОСТРОЕНИЯ И КОСМОНАВТИКИ СССР

Д.М. Гальперин

КНИТУ им. А.Н. Туполева – КАИ

dgalperin@aviamotor.ru

В июле 1944 года коллектив, руководимый В.П. Глушко, был выделен из состава «закрытого» ОКБ НКВД в самостоятельную организацию ОКБ-СД казанского моторостроительного завода № 16 авиапромышленности. Коллектив получил небольшую, но независимую производственную базу, были утверждены штат и бюджет. Своим заместителем Глушко назначил С.П. Королева.

Этому событию предшествовало создание ускорителя РД-1 с тягой 300 кгс для пикирующего бомбардировщика Пе-2. В 1943 г. были успешно проведены государственные наземные испытания ускорителя. Был зафиксирован гарантированный суммарный (за несколько пусков) ресурс двигателя – 60 мин. Длительность работы в одном полете – 10 мин. Возможность пяти пусков и остановов в одном полете. Фактический полный ресурс двигателя достигал 70 мин.

В результате летных испытаний была усовершенствована система запуска путем подачи в камеру сгорания пускового горючего (смесь карбинола с бензином), самовоспламеняющегося при соприкосновении с азотной кислотой. Основное горючее – тракторный керосин. Пусковое горючее было предложено академиком А.Е. Арбузовым и химиком («зеком») А.А. Мееровым. Стал возможен пятикратный запуск на высоте до 8000 м. Модифицированный двигатель получил наименование РД-1Х3 (Х3 - химическое зажигание). Система была разработана и практически осуществлена Д.Д. Севруком, экспериментатором в составе экипажа Пе-2 на летных испытаниях. Это были исторические полеты – первое в СССР практическое использование ЖРД на серийном военном самолете. Прирост скорости самолета при включении ускорителя составлял более 100 км/ч. Впервые появился самолет - летающая лаборатория. Была проверена работа насосного агрегата на реальных компонентах: керосине и азотной кислоте. Был испытан механизм привода насосного агрегата от авиадвигателя – валопровод, планетарная передача, фрикционная муфта.

В 1944-1945 гг. КБ приступило к разработке более мощного однокамерного РД-2 того же типа, с тягой 600 кгс. Параллельно выполнялась начатая ранее работа над созданием трехкамерного автономного самолетного двигателя РД-3 с плавной и ступенчатой (путем выключения отдельных камер) регулировкой тяги. РД-3 обеспечивал взлет, посадку и маневрирование самолета. Привод насосов центробежного типа осуществлялся турбиной, работавшей от газогенератора.

После завершения испытаний РД-1ХЗ стало реальным практическое использование ускорителя в боевой авиации – на истребителях и перехватчиках. Самым решительным из авиаконструкторов был Лавочкин, применивший ускоритель на своих самолетах 120-Р и Ла-7. Затем РД-1ХЗ был принят для установки на самолетах Яковлева (Як-3) и Сухого (Су-7).

Ближе к концу Великой Отечественной войны, в апреле-мае 1945 г., в Германию для изучения материалов и опыта, накопленных у противника в области ракетных двигателей были посланы специалисты ОКБ-СД: вначале В.П. Глушко в мундире инженера-полковника ВВС, вскоре – С.П. Королев в чине подполковника. Позже была откомандирована группа в составе Н.Н. Артамонова, Г.Н. Листа, Н.Л. Уманского, Н.С. Шнякина и ряда более молодых инженеров. Коллектив, оставшийся в Казани, возглавил Г.С. Жирицкий. Двигатель ракеты ФАУ-2 оказался «похож» на отечественный РД-3. Все элементы немецкого двигателя присутствовали у РД-3: камера сгорания, турбина, насосы, газогенератор, автоматика и т.д. Но масштабы различны: тяга немецкого ЖРД – 25000 кгс, а РД-3 – 900 кгс. Топливо было разное: немецкое – этиловый спирт и жидкий кислород. Давление в немецкой камере сгорания – 16 атм, у РД-1ХЗ повыше – 20 атм.

В мае 1946 года правительство СССР приняло решение о создании отрасли ракетостроения. Ракеты были поручены Наркомату вооружения (нарком Д.Ф. Устинов). Двигатели – Наркомату авиапромышленности (М.В. Хруничев). Казанское ОКБ-СД должно было стать ведущим по созданию мощных ЖРД. В августе 1946 года постановление о перебазировке ОКБ в Москву было подписано Сталиным. Казанский период истории ГДЛ–ОКБ, как стали называть ОКБ, закончился.

Яркий след остался в Казанском авиационном институте. В 1945 г. В.П. Глушко возглавил первую в стране кафедру ракетных двигателей. Её преподавателями стали С.П. Королев и Г.С. Жирицкий. В 1947 году Жирицкий создал одну из первых в стране кафедру турбомашин.

ПОСТРОЕНИЕ ЭФФЕКТИВНЫХ ВАРИАНТОВ ИЗОХОРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В.А. Поршнев, В.В. Сафронов, А.Л. Балашов,

А.С. Жебраков, В.М. Фирсов

ОАО «КБ Электроприбор», г. Саратов

svv@kbep.ru

В работе предлагается постановка и метод решения задачи выбора наилучшего по совокупности критериев варианта изохорного двигателя.

С этой целью необходимо:

- провести морфологический анализ возможных вариантов конструкции двигателей ЛА с прерывистым горением (построить морфологическую матрицу) и определить множество допустимых вариантов;

- сформировать совокупность критериев для всесторонней оценки двигателей;

- с использованием методов гипервекторного ранжирования выбрать наилучший вариант построения изохорного двигателя.

При формировании морфологической матрицы использованы, в частности, следующие признаки:

- число контуров;

- наличие компрессора;

- тип сверхзвукового сопла;

- управление вектором тяги;

- способ поддержания прерывистого горения.

Анализ морфологической матрицы показал, что число возможных вариантов конструктивного исполнения двигателей с прерывистым горением равно 1072.

Задача выбора наилучшего варианта изохорного двигателя относится к области гипервекторного ранжирования. Предлагается метод ее решения, который позволяет строить истинные кортежи Парето (упорядоченное множество эффективных вариантов) при использовании различных методов многокритериального ранжирования. Применение предлагаемого подхода обеспечивает получение корректных решений.

Раскрыты особенности конструкции одного из эффективных вариантов изохорного двигателя.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С ТРДД ВЫСОТНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Ю.В. Зиненков, А.Н. Черкасов

(ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»),

А.В. Луковников (ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»)

yura2105@mail.ru

В настоящее время Министерство обороны и военно-промышленный комплекс России приняли решение отказаться от закупок иностранных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) в пользу отечественных производителей. Это, в свою очередь, ведёт к развитию данной отрасли в нашей стране.

Сегодня уже существует ряд отечественных беспилотных авиационных комплексов с мини-БЛА и с БЛА ближнего действия и малой дальности полета, так же, проводятся НИОКР по созданию БЛА самолетного и вертолетного

типов различной взлетной массы (от 200 кг до 25000 кг) и целевого назначения.

Анализ использования существующих в мире БЛА как в мирное, так и в военное время показывает, что все большее количество стран, вслед за США и Израилем, разрабатывают и принимают на вооружение БЛА с большой продолжительностью и высотой полета, так как они доказали свою высокую эффективность при выполнении разведывательных и других задач. Россия пока не располагает подобного рода БЛА, поэтому становится актуальной задача наращивания научно-технического задела и проведения концептуальных и обликочных научно-исследовательских работ по высотным БЛА большой продолжительности полета и их силовым установкам (СУ).

Авторами работы была решена задача оптимизации технического облика двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД) СУ высотного БЛА по оценке влияния параметров рабочего процесса на его тягово-экономические характеристики.

В качестве инструментария для проведения оптимизационных исследований была разработана математическая модель (ММ) СУ, выполняющая расчет ее тягово-экономических и удельно-массовых характеристик, тестирование которой, показало её высокую стабильность и адекватность. Для сужения вектора варьируемых переменных были проведены параметрические исследования СУ и выявлены параметры рабочего процесса оказывающие наибольшее влияние на тягово-экономические характеристики двигателя.

Оптимизационное исследование проводилось при помощи программного комплекса IOSO, ядром которого является Метод Непрямой статистической оптимизации на основе СамоОрганизации (МНСО), разработанный проф. И.Н. Егоровым.

За критерий эффективности (КЭ) в данном исследовании был принят удельный расход топлива ТРДД в условиях крейсерского полета БЛА ($H = 20$ км, $M_H = 0,8$), который характеризует экономичность СУ в высотном полете. В вектор варьируемых переменных вошли расчетные параметры рабочего цикла: расход воздуха через двигатель, степени повышения давления в контурах компрессора, температура газа перед турбиной, степень двухконтурности, приведенная скорость на выходе из внешнего контура, а в вектор ограничиваемых параметров: расчетная стендовая тяга двигателя ($H = 0$, $M_H = 0$) и тяга двигателя в крейсерском режиме полета ($H = 20$ км, $M_H = 0,8$).

В результате оптимизации параметров рабочего процесса «изолированного» двухвального ТРДД получено уменьшение его удельного расхода топлива на ~6 % в условиях крейсерского полета БЛА.

В дальнейшем планируется провести оптимизацию параметров СУ с ТРДД высотного БЛА в системе «БЛА-СУ».

**ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРОПРОВОДНОСТИ РАЗНЫХ
МЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ ДЕТАЛЕЙ ГТД ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ
ВИБРОУСКОРЕНИЙ**

А.Р. Лепешкин

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

lepeshkin.ar@gmail.com

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 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 термопары, 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 амплитудах колебаний на частоте 120 Гц. Из анализа результатов экспериментальных исследований и скоростей нагрева следует, что температуропроводность никелевого теплопроводника при виброускорении 120 g возрастает на 50 % по сравнению со статическим состоянием, а время передачи тепла по никелевому и медному теплопроводникам сокращается соответственно в 1.6 и 1.3 раза. При увеличении частоты колебаний до 700 Гц температуропроводность никелевого теплопроводника возрастает в 2 раза по сравнению со статическим состоянием. 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 (0,5 мВ) в медном проводнике с учетом электронно-инерционного эффекта.

Таким образом, указанный рост температуропроводности существенно связан с увеличением электронной проводимости в металле в условиях воздействия виброускорений.

ИССЛЕДОВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ КЕРАМИЧЕСКИХ И ТЕРМООТРАЖАТЕЛЬНЫХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ ГТД

А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

lepeshkin.ar@gmail.com

Для обеспечения конкурентоспособности газотурбинных авиадвигателей (ГТД) приходится повышать температуру газа перед турбиной свыше 1700 К. Сохранить работоспособность деталей высокотемпературного газового тракта при этом возможно лишь при совершенствовании их теплозащиты. В настоящее время в мировой практике широко используются керамические теплозащитные покрытия (ТЗП) на основе диоксида циркония. Вместе с тем, сведения об эффективности теплозащиты деталей с помощью керамических ТЗП при разогреве их в газовом потоке весьма ограничены. Характеристики теплопроводности ТЗП, полученные при использовании различных известных лабораторных методов, противоречивы. Кроме исследования керамических покрытий, в данной работе предложены металлические термоотражательные покрытия для лопаток турбин и жаровых труб ГТД.

Разработана методика объективной оценки эффективности теплозащиты металла с помощью керамических и металлических термоотражательных покрытий при газопламенном нагреве объекта. Суть оригинальной методики, защищенной патентом РФ, состоит в том, что через разъемный образец, собираемый из двух половинок пропускается высокотемпературный газовый поток. Проводились экспериментальные исследования эффективности теплозащиты по определению снижения температуры стенки из жаропрочных материалов после нанесения ТЗП из диоксида циркония толщиной 120 мкм показывают, что при газопламенном разогреве моделей испытанное покрытие столбчатой структуры (нанесенное по электронно-лучевой технологии) лучше защищает металл, чем испытанное плазменное покрытие. Максимальная разница температур на половинах образца с керамическим ТЗП и без него для столбчатого покрытия составляет 100-110 °С, а для плазменного покрытия – 60 - 70 °С.

Другим путем решения проблемы уменьшения величины общего теплового потока на поверхности охлаждаемых лопаток и его влияния на их материал, может быть применение металлического термоотражательного покрытия, обладающие высокой лучеотражающей способностью со степенью черноты меньше 0,1, что позволяет снизить тепловой поток и, следовательно, термические напряжения в лопатке. Представлены результаты исследований металлического ТЗП, в состав которого входит хром. Анализ результатов показывает, что максимальная разница температур на половинах образца с металлическим ТЗП и без него составляет 80 °С. По результатам иссле-

дований можно отметить, что эффективность термоотражательного металлического ТЗП сопоставима с эффективностью керамического ТЗП.

НОВЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ ФОРСУНОК ДЛЯ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ГИПЕРЗВУКОВЫХ И ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

***В.А. Алтунин, К.В. Алтунин, В.П. Демиденко, В.М. Гуреев,
Л.А. Обухова, Е.Н. Платонов, А.А. Терентьев, М.Л. Яновская***
КНИТУ им. А.Н. Туполева – КАИ

altspacevi@yahoo.com

Проектирование, создание и эксплуатация силовых установок на жидких углеводородных горючих и охладителях для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов (ЛА) тесно связано с особенностями тепловых процессов, происходящих в топливно-охлаждающих системах. Одним из главных и негативных процессов является процесс осадкообразования в каналах, фильтрах и форсунках. Из эксплуатации ЛА известно, что частичное закоксовывание форсунки (форсунок) приводит к частичной потере тяги, к нерасчётному струйному распылу горючего с дальнейшим прогаром жаровой трубы, пожаром и взрывом. Полное закоксовывание – к полной потере тяги, к образованию течи, пожара и взрыва. В докладе подробно рассматриваются существующие и перспективные способы и методы борьбы с осадкообразованием в однофорсуночных и многофорсуночных силовых установках различных ЛА – по удалению осадка, по ограничению роста осадка, по предотвращению осадка.

Экспериментально установлено, что существующие способы по предотвращению осадка – применение различных присадок – возможны лишь до температуры 473 К, что перспективным способом предотвращения осадка является применение электростатических полей. Всесторонние экспериментальные исследования в условиях естественной и вынужденной конвекции жидких углеводородных горючих и охладителей без применения и с применением электростатических полей позволили создать экспериментальную базу данных, разработать новые методики применения полей при докритических, критических и сверхкритических давлениях.

На основе экспериментальных исследований разработана методика проектирования, расчёта, создания и эксплуатации новых форсунок, где организована комплексная борьба с осадкообразованием. Авторами разработаны и запатентованы новые конструктивные схемы: форсунок - без применения электростатических полей, с их применением, гибридные; новые датчики и системы контроля за ростом осадкообразования и его удалением. Применение результатов исследования и новые запатентованные схемы – позволят повысить ресурс, надёжность, эффективность и экономичность оте-

чественных силовых установок гиперзвуковых и воздушно-космических ЛА одно- и многоразового использования.

Секция 17

**Системы управления космических аппаратов
и комплексов****ПРИНЦИПЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ
НАУЧНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ**

*Е.А. Микрин, Р.М. Самитов, С.И. Гусев,
В.Н. Платонов, В.А. Гаршин, Д.С. Кашубин
ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева*

eugeny.mikrin@rsce.ru, dmitry.kashubin@rsce.ru, post@rsce.ru

Научно-энергетический модуль (НЭМ) является развитием российского сегмента международной космической станции (РС МКС). Это наиболее современный модуль в проекте РС МКС и проектируется с учетом передового отечественного и зарубежного опыта.

Основное назначение НЭМ в составе РС МКС: обеспечение российского сегмента МКС электроэнергией, обеспечение рабочих мест для научной аппаратуры НЭМ, обеспечение условий для жизнедеятельности экипажа.

Основные задачи БКУ НЭМ: построение и поддержание ориентации, расчет навигационной информации, выполнение маневров по изменению орбиты, выполнение закрутки, автоматическое сближение и причаливание НЭМ к МКС, осуществление резервного режима стыковки в ТОРУ, расчет целеуказаний для наведения антенн радиосистем НЭМ и солнечных батарей, управление ориентацией МКС по крену, расчет и поддержание баланса СЭП, управление бортовыми системами НЭМ, аварийно-предупредительная сигнализация, информационная поддержка экипажа и управление целевой нагрузкой.

Основные принципы проектирования БКУ НЭМ: применение цифровой СУБК разработки РКК «Энергия», использование БЦВМ разработки НИИ «Аргон», использование в составе БИНС новых ГИВУС разработки НИИ ПМ, применение межбортовой радиолинии на базе телевизионной системы разработки НИИТ, использование для относительной навигации систем ГЛОНАСС и GPS, применение широкополосной системы связи с использованием СР «Луч» и использование силовых гироскопов для безрасходного управления ориентацией МКС.

Бортовой комплекс управления модуля спроектирован таким образом, чтобы не только решать задачи МКС, но и для того чтобы НЭМ мог служить началом новой российской станции.

СОЗДАНИЕ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩЕЙ СИСТЕМЫ РС МКС: РАЗРАБОТКА И МОДЕРНИЗАЦИЯ

*И.В. Дунаева, Ф.А. Воронин, С.В. Карташев, М.А. Харчиков
ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева»*

irina.dunaeva@rsce.ru, post@rsce.ru

В докладе рассмотрены вопросы разработки и модернизации информационно-управляющей системы (ИУС) РС МКС, приведена архитектура системы и основные этапы проведения работ.

Информационно-управляющая система предназначена для обеспечения проведения научных экспериментов на РС МКС. Компьютеры ИУС обеспечивают автоматическое управления научной аппаратурой (НА), предоставляют ей необходимую информацию (навигационные данные, точное время), реализуют средства для управления и контроля НА из Центра управления полетами (ЦУП).

В связи с окончанием срока эксплуатации существующего оборудования ИУС СМ, а также с разработкой новых модулей было принято решение о модернизации ИУС РС МКС в целом.

Основными задачами модернизации ИУС являются:

- повышение надежности аппаратных средств за счет использования однотипных бортовых компьютеров ИУС и их взаимозаменяемости;
- повышение надежности системы за счет унификации программного обеспечения (ПО) ИУС, используемого для управления научной аппаратурой;
- возможность гибкого реконfigurирования ПО ИУС, динамической настройки маршрутизации потоков данных;
- уменьшение сроков интеграции научной аппаратуры за счет стандартизации информационно-логических интерфейсов между компьютерами ИУС и НА.

В 2012 году была проведена замена прибора БСММ на компьютер ТВМ1-Н СМ, проведены летные испытания, собрана статистика по его наработке. В ПО ТВМ1-Н реализованы алгоритмы по управлению НА «GTS-2», «Люлин-МКС», ДПН, БЗУ-М (Система оптических телескопов).

Аппаратно-программные средства ИУС МЛМ успешно прошли испытания на комплексном испытательном стенде. В ПО ИУС МЛМ реализованы алгоритмы по управлению НА «Гидроксил».

Работы по разработке аппаратно-программных средств ИУС НЭМ, модернизация ИУС СМ находятся на стадии проектирования.

В данный момент выбранные архитектурные решения в части унификации аппаратно-программных средств применяются при интеграции в ИУС научной аппаратуры. В полной мере преимущества выбранного подхода проявятся при увеличении количества разрабатываемой научной аппаратуры на РС МКС.

БОРТОВОЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ КА «EGYPTSAT»*Е.А. Микрин, И.В. Орловский, В.Н. Платонов, Ю.В. Лютецкий,**С.А. Андрианов, Д.А. Ефимов, С.Е. Бекшанов**ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева»*eugeny.mikrin@rsce.ru, igor.orlovsky@rsce.ru, post@rsce.ru

Рассматривается бортовой комплекс управления (БКУ) КА «Egyptsat», предназначенного для съемки заданных районов земной поверхности с высоким пространственным разрешением (1,0 м при съемке в надири), функционирующего на круговой орбите с высотой 720 км и наклоном 51,6°.

Приводится схема построения БКУ, структура его программного обеспечения, интерфейсы со служебными системами. Основное внимание уделяется системе управления движением и навигации (СУДН), состав которой включает три звездных датчика SED 26, датчик угловой скорости ГИВУС, аппаратуру спутниковой навигации АСН-Е, систему инерционных исполнительных органов (ИИО) из восьми маховиков, электромагнитные исполнительные органы (ЭМИО) для сброса накопленного кинетического момента маховиков. Рассматривается построение и логика работы режимов СУДН (режимы начального участка полета, коррекции орбиты, дежурный режим, рабочий режим). Анализируется выполнение критичных требований:

- построение начальной ориентации по токам СБ;
- проведение не менее 12 съемок отдельных объектов (с углом тангажа до $\pm 30^\circ$ и углом крена до $\pm 45^\circ$) или 6 стереосъемок за сеанс наблюдений;
- оценка угловой скорости КА при выполнении разворотов (с угловыми скоростями до 2°/с) и в процессе съемки с использованием информации от датчиков SED 26 с требуемыми стабилизационными характеристиками;
- реализация тангажного замедления при проведении съемок в случае недостаточной освещенности объекта наблюдения;
- обеспечение предельной интегральной амплитуда вибраций на посадочном аппаратуре СОЭН при проведении съемки не более 0,03 угл.с;
- сброс кинетического момента маховиков с использованием ЭМИО и расчетной модели магнитного поля Земли и др.

Приводятся результаты лётно-конструкторских испытаний.

ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ СПЕКТР-Р

*А.С. Сыров, В.Н. Соколов, Д.А. Добрынин, М.А. Шатский,
Р.А. Камальдинова, В.В. Сосновцев, Н.В. Рябогин, Т.Б. Вьюницкая
МОКБ «Марс»*

office@mokb-mars.ru, ryabogin@mokb-mars.ru

Проект «РадиоАстрон» предъявляет высокие требования к точности наведения и поддержания ориентации космического аппарата Спектр-Р. Ориентация аппарата определяется по данным астродатчиков, а также по измерениям вектора угловой скорости.

Бортовой комплекс управления (БКУ) космического аппарата (КА) Спектр-Р предназначен для обеспечения функционирования КА, находящегося на рабочей орбите и выполнения целевой задачи КА – наблюдение источников космического радиоизлучения с помощью космического радиотелескопа (КРТ) и передачу результатов измерений на наземные станции управления и слежения с наведением остронаправленной антенны (ОНА) на заданные точки на поверхности Земли с выполнением заданных точностных требований и ограничений.

В рамках предъявленных требований к назначению БКУ должен управлять движением центра масс КА и его угловым движением вокруг центра масс, управлять функционированием смежных систем, устройств и агрегатов (СС) КА. БКУ должен функционировать в следующих основных режимах: построение и поддержание постоянной солнечной ориентации (ПСО); поддержание инерциальной ориентации (ИНО) – трёхосной стабилизации КА относительно заданного программного положения по информации ГИВУС с астрокоррекцией уходов ГИВУС или без неё; выдача корректирующего импульса (ВКИ); «закрутка» для пассивной гироскопической стабилизации КА (ГС).

В основном для БКУ режиме ИНО базовой является инерциальная геоцентрическая (вторая экваториальная – 2ЭСК) система координат. программная ориентация визирной системы координат КА (ВСК) формируется БКУ во 2ЭСК по данным КПИ.

Наведение КРТ в проекте «РадиоАстрон» обеспечивается с точностью порядка 0,2", что полностью удовлетворяет техническим требованиям к проведению научных наблюдений. При этом точность работы системы стабилизации лучше 1,4" на временах порядка 1 часа.

ЗАДАЧА УСРЕДНЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТЫ В КОСМИЧЕСКОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ GTS2

Е.А. Микрин, А.В. Сумароков
«РКК «Энергия» им. С.П. Королева»

avsumarokov@gmail.com

Для обеспечения проведения научных экспериментов на борту Международной космической станции (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 европейским космическим агентством. Совместный научный эксперимент *Global Time System 2 (GTS2)* является продолжением космического эксперимента *GTS*, проводимого на борту МКС несколько лет назад. Изначально целью данного эксперимента было синхронизировать наручные часы потребителей на Земле со временем *UTC*.

Для достижения цели данного эксперимента необходимо прогнозировать времена следующего пролета МКС над территорией, на которой находится потребитель. Ввиду того что наручные часы имеют маломощный источник энергии невозможно постоянно держать включенным приемник сигналов *GTS* из-за излишнего энергопотребления. Поэтому приемник включается только на непродолжительное время сеанса связи с МКС и совместно с сигналами точного времени наручные часы потребителя также получают информацию о временах следующих сеансов связи.

Для определения времени следующих сеансов связи с областью текущей подспутниковой точки в аппаратуре *GTS* используется модель *SGP4 (Simplified general perturbation model)*. В качестве исходной информации данная модель использует передаваемые из бортового компьютера МКС, управляющего научной аппаратурой, один раз в 30 минут усредненные данные о положении МКС на какой-то момент времени, близкий к текущему, в формате «Чарли», являющимся сокращенным аналогом формата *TLE (Two line elements)*.

В данной работе рассматривается алгоритм усреднения параметров орбиты МКС, примененный при реализации космического эксперимента *GTS2*. В качестве первичной информации алгоритм использует данные о текущем векторе состояния МКС, полученные из навигационного контура системы управления движением и навигации МКС. В рассматриваемом алгоритме, полученные данные усредняются с использованием методов динамической фильтрации, после чего преобразуются в орбитальные данные в формате

«Чарли». Работоспособность предложенного алгоритма демонстрируется с помощью результатов математического моделирования и летно-конструкторский испытаний при включении аппаратуры *GTS* на борту МКС. Результаты обработки телеметрических данных, полученных в ходе орбитальных тестов, показывают, что точность передаваемых в аппаратуру *GTS* орбитальных данных удовлетворяет поставленным требованиям.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СЕЛЕНОГРАФИЧЕСКИХ КООРДИНАТ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ПО ТЕЛЕВИЗИОННОМУ ИЗОБРАЖЕНИЮ ЛУННОЙ ПОВЕРХНОСТИ

А.В. Фомичев, Е.К. Ли

МГТУ им. Н.Э. Баумана

a.v.fomichev@bmstu.ru, elen.k.lee@student.bmstu.ru

Для решения задачи автономной навигации спускаемого аппарата в процессе посадки на поверхность Луны предлагается по телевизионному изображению выполнять оценку текущих селенографических координат. В качестве топографических элементов для распознавания на изображении предлагается использовать кратеры. Алгоритмы телевизионной навигационной системы должны отличаться, во-первых, простотой, поскольку предполагается их работа в режиме реального времени; во-вторых, достаточной точностью определения текущих навигационных параметров спускаемого аппарата.

Разработанные и реализованные в среде *Matlab* алгоритмы распознавания кратеров на изображении были протестированы на ряде орбитальных снимков лунной поверхности. Для идентификации выделенных на исходном изображении кратеров в среде *Matlab* также разработан алгоритм, использующий данные оригинального каталога относительных (угловых и нормированных линейных) расстояний между кратерами, сформированного на основе эталонного каталога ударных кратеров, включающего порядка 9 тысяч наименований. Задача идентификации кратеров на изображении заключается в определении их селенографических координат и геометрических размеров.

Для решения задачи идентификации исходного изображения (определения селенографических координат снимка по известным координатам идентифицированных ранее кратеров) разработан и реализован в среде *Matlab* алгоритм фильтрации.

Разработанные алгоритмы были протестированы на группе изображений лунной поверхности, полученных из архивных данных миссии *Clementina* (NASA) и показали свою работоспособность.

Результаты идентификации исходного изображения были сопоставлены также с цифровой моделью рельефа Луны, полученной из архивных данных миссии *Kaguya* (JAXA).

Выполнена оценка точности определения текущих навигационных параметров спускаемого аппарата при использовании разработанных алгоритмов обработки телевизионных изображений.

МНОГОКРИТЕРИАЛЬНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ БОРТОВЫХ ЛАЗЕРНЫХ ЛОКАЦИОННЫХ СИСТЕМ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Е.И. Старовойтов, Д.В. Савчук, Н.Е. Зубов

ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева»

post@rsce.ru

Разработчикам бортовых лазерных локационных систем (ЛЛС) для перспективных космических аппаратов (КА) приходится сталкиваться с серьезной проблемой. Для максимальной эффективности ЛЛС необходим поиск значимых конструктивных параметров, которые могут существенно отличаться при оценке по различным критериям. В таких случаях решаются задачи многокритериальной оптимизации. Здесь возникают сложности при выборе метода оптимизации.

Для оптимизации параметров ЛЛС может быть использован широко применяемый метод справедливого компромисса (или обобщенной функции желательности), подразумевающий непротиворечивый характер критериев оценки. Его использование возможно в том случае, когда имеется несколько вариантов ЛЛС с отличающимися характеристиками.

Также решение оптимизационной задачи может представлять собой не однозначный ответ, а некую совокупность рациональных решений. На принципе компромисса при векторной постановке задачи основано использование метода поиска множеств Парето (Парето-оптимизация).

Для получения наилучших характеристик лазерного высотомера, предназначенного для управления спуском КА на поверхность Луны, при заданных значениях высоты и отношения сигнал/шум, с использованием метода поиска множеств Парето решена задача оптимизации массы и потребляемой мощности прибора. Аналогичная задача решена для ЛЛС, предназначенной для управления сближением и стыковкой КА.

В результате получены множества решений, из которых выбраны значения, не превышающие ограничений по массе и по потребляемой мощности: 10 кг и 15 Вт для лазерного высотомера, 7 кг и 45 Вт для ЛЛС.

**РЕАЛИЗАЦИЯ НА РС МКС ЭКСПЕРИМЕНТА ПО ДИСТАНЦИОННОМУ
ЗОНДИРОВАНИЮ ЗЕМЛИ С ПОМОЩЬЮ СИСТЕМЫ ОПТИЧЕСКИХ
ТЕЛЕСКОПОВ**

*Е.А. Микрин, С.И. Гусев, И.В. Дунаева,
Ф.А. Воронин, П.А. Пахмутов, С.В. Карташев
«РКК «Энергия» им. С.П. Королева»*

eugeny.mikrin@rsce.ru, irina.dunaeva@rsce.ru, post@rsce.ru

На РКК «Энергия» совместно с канадской компанией *Urthecast (The Earth Video Camera)* проводится эксперимент по дистанционному зондированию земли с помощью Системы Оптических Телескопов (СОТ). СОТ представляет собой две камеры, установленные на борту РС МКС. Камера среднего разрешения установлена неподвижно на внешней поверхности СМ. Эта камера проводит съемку земной поверхности по трассе движения МКС. Камера высокого разрешения установлена на двухосную платформу наведения для слежения за точкой съемки на земной поверхности. Логика управления режимами съемки и работы камер, прием и обработка целевых данных с камер и формирование файлов изображений для последующей их отправки на Землю реализована в управляющем компьютере СОТ.

В соответствии с общими принципами организации научных экспериментов на РС МКС автоматическое управление научной аппаратурой, и в частности СОТ, осуществляется информационно-управляющей системой (ИУС) РС МКС. Для этого управляющий компьютер системы оптических телескопов имеет информационно-логический интерфейс с вычислительными средствами ИУС.

Наземный комплекс управления РС МКС совместно центром управления съемками, на основании заявок пользователей на их проведение, формирует полетное задание с расписанием съемок, координатами целей (для камеры высокого разрешения), режима съемки, расписанием сеансов связи с наземными станциями. Задание закладывается на борт и выполняется в автоматическом режиме программно – аппаратными средствами ИУС и СОТ. Полученные фото и видео изображения передаются на наземные станции, далее – в центр обработки изображений и, пройдя обработку, поставляются заказчикам.

В докладе приведена общая концепция проведения эксперимента. Рассмотрена реализация системы управления экспериментом средствами ИУС РС МКС. Представлены обзор и результаты проведенных летных испытаний СОТ.

СОЗДАНИЕ СРЕДСТВ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ СИСТЕМЫ ОПТИЧЕСКИХ ТЕЛЕСКОПОВ, УСТАНОВЛЕННЫХ НА РОССИЙСКОМ СЕГМЕНТЕ МКС

Д.А. Бусарова, В.П. Прокопьев, М.В. Ли, А.И. Месяц

ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева»

irina.dunaeva@rsce.ru, post@rsce.ru

В докладе рассмотрены вопросы проектирования и разработки программно-аппаратных средств обработки целевой информации (ЦИ) системы оптических телескопов (СОТ), установленных на борту российского сегмента международной космической станции в рамках проведения космического эксперимента.

Задача дистанционного зондирования с помощью системы космических телескопов, имеет важное практическое значение. Наземная обработка ЦИ является одним из сложнейших ее этапов.

Наземная обработка ЦИ СОТ представляет собой процесс, в результате которого формируются радиометрически- и геометрически-корректные изображения в одной из картографических проекций.

Условно ее можно разделить на несколько этапов.

- предварительной обработки;
- первичной обработки;
- вторичной обработки.

Представлена архитектура распределенной программно-аппаратной системы обработки изображений. Ее распределенный характер позволяет достаточно просто производить масштабирование вычислительных мощностей для ускорения обработки сегментированных данных. В рамках этой архитектуры на основе анализа этапов обработки данных рассматриваются компоненты программного обеспечения автоматической обработки и обработки с участием оператора.

Обработка изображений СОТ – сложный многоступенчатый процесс. Математические методы применяются практически на всех его этапах. Особенно емкими являются этапы декомпрессии и восстановления изображений, построения элементов внешнего ориентирования камер по зашумленным сопроводительным данным, геопривязки и трансформации изображений. В докладе рассмотрены математические методы, которые были успешно применены для решения задач обработки целевой информации системы оптических телескопов, установленных на российском сегменте МКС.

**НАПРАВЛЕНИЯ ПРИМЕНЕНИЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ СИСТЕМ ПОДДЕРЖКИ
ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ В ПРОЦЕССЕ УПРАВЛЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ**

А.В. Ильин, В.А. Ермолаев

Главный испытательный космический центр МО РФ им. Г.С. Титова
vladimirermolaev1987@yandex.ru

Доклад посвящен исследованию проблемных вопросов поддержки принятия решений в ходе летных испытаний и эксплуатации космических аппаратов (КА). При управлении КА применяются средства наземного автоматизированного комплекса управления (НАКУ), которые на сегодняшний день характеризуются высокой технической сложностью, а также большим разнообразием типов и модификаций. Командно-измерительные и измерительные пункты, эксплуатирующие средства НАКУ, размещены на большом удалении друг от друга и от вышестоящего органа управления, действуют в различных условиях обстановки. Сами КА представляют собой сложные технические устройства, функционирующие в космическом пространстве, которое характеризуется высокой изменчивостью и уникальными физическими явлениями.

Описанные характеристик функционирования наземных и космических средств делают задачу поддержки принятия решений на применение средств НАКУ, управление КА и их всесторонне обеспечение в различных условиях, сложно формализуемой.

Для решения этой задачи необходимо использовать систему на базе технологий искусственного интеллекта. Система позволит существенно автоматизировать процесс принятия рутинных решений, повысить оперативность принятия селективных и адаптивных решений, а также осуществлять всесторонний контроль и мониторинг результатов их выполнения.

В докладе предложены направления применения интеллектуальных систем поддержки принятия решений в Главном испытательном космическом центре им. Г.С. Титова.

**РАЗРАБОТКА ПРОТОТИПА СИСТЕМЫ МОБИЛЬНОЙ АВТОМАТИЗАЦИИ
УПРАВЛЕНИЯ ОТ ЭКИПАЖА ДЛЯ МНОГОЦЕЛЕВОГО
ЛАБОРАТОРНОГО МОДУЛЯ МКС**

В.П. Корвяков

ОАО «ПКК «Энергия» им. С.П. Королева»

vladimir.korviakov@gmail.com

При управлении пилотируемыми космическими аппаратами и долговременными орбитальными станциями от экипажа одним из ключевых факторов, оказывающих влияние на эффективность управления, является сте-

пень автоматизации и оптимизация действий экипажа с точки зрения перемещения в пространстве и выполнения физических действий. Для таких больших технических объектов, как Международная Космическая Станция (МКС), при управлении с участием космонавта важной задачей является обеспечение мобильности управления. В настоящее время управление МКС осуществляется с помощью стационарных пультов и ноутбуков. С введением в эксплуатацию новых модулей необходимость в мобильных средствах управления будет усиливаться.

С целью проверки технических решений, которые позволят решить задачу внедрения мобильных средств управления, был разработан прототип системы автоматизации с интегрированным мобильным интерфейсом на базе планшетного компьютера. В рамках проведённых работ были решены следующие задачи:

1. Разработка архитектуры системы автоматизации управления и протокола сетевого взаимодействия между функциональным ядром и графическим интерфейсом;
2. Разработка прототипа ядра системы с возможностью динамической загрузки и исполнения сценариев управления, написанных на языке *Lua*;
3. Разработка прототипа интерфейса системы для ОС *Android*.

Проведение эксперимента по автоматизации некоторых сценариев управления на стенде наземного комплекса отработки ПО МЛМ подтвердили правильность принятых решений и жизнеспособность концепции мобильного автоматизированного управления от экипажа.

СОЗДАНИЕ ЭМУЛЯТОРА БОРТОВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СРЕДСТВ НАУЧНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ

Д.С. Кашубин, Р.А. Токарев

ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева»

dmitry.dashubin@rsce.ru, roman.tokarev@rsce.ru

Сроки разработки программного обеспечения (ПО) бортовой вычислительной системы (БВС) научно-энергетического модуля (НЭМ) российского сегмента международной космической станции (РС МКС) зависят от комплектации изделия бортовыми компьютерами. Созданный программный эмулятор терминальной вычислительной машины (ТВМ) НЭМ позволяет начать разработку ПО БВС раньше появления первого штатного комплекта.

В эмуляторе бортовых компьютеров НЭМ моделируются процессор архитектуры КОМДИВ32 (1890ВМ2Т), оперативная память, ЭПЗУ, контроллеры интерфейсов ГОСТ Р 52070-2003 (1879ВА1Т), RS232, межканального и межпроцессорного обмена, системный таймер, контроллер прерываний. Со-

зданный эмулятор позволяет исполнять бинарный код, предназначенный для целевой платформы, без каких-либо изменений.

БВС НЭМ представляет собой систему из нескольких компьютеров работающих синхронно в условиях жесткого реального времени. Созданный эмулятор предоставляет возможность пошаговой отладки системы из нескольких компьютеров без нарушения их синхронной работы.

Эмулятор БВС НЭМ создан в первую очередь для того, чтобы с опережением разработать следующие компоненты системного ПО:

- операционная система (на базе ОСРВ с открытым исходным кодом);
- драйвера устройств;
- программы обмена по целевым интерфейсам;
- обработка исключительных ситуаций;
- резидентный отладчик;
- диспетчер прикладных задач.

Для подтверждения работоспособности созданного с применением эмулятора системного ПО БВС НЭМ был использован компьютер аналогичной архитектуры.

В связи с отраслевой тенденцией перехода на элементную базу отечественного производства и нехваткой технологий и средств разработки программного обеспечения у данной работы планируется продолжение в рамках проекта РС МКС.

ВЫПУКЛАЯ МИНИМИЗАЦИЯ ПОГЛОЩЕННОЙ ДОЗЫ РАДИАЦИИ И РАСХОДА РАБОЧЕГО ТЕЛА ПРИ ДОВЫВЕДЕНИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А.Е. Старченко

МФТИ (ГУ), ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

aleksandr.starchenko@phystech.edu

В случае довыведения космического аппарата (КА) с помощью двигателей малой тяги на бортовую электронику и другие системы КА существенно возрастает радиационная нагрузка. Большие дозы поглощенной радиации могут существенно снизить срок службы бортовой электроники и всего КА.

В целях снижения дозы поглощённой радиации наряду с пассивными методами в литературе рассматривается способ снижения дозы радиации путём выбора специальной траектории довыведения. Для снижения дозы без существенных увеличений расхода рабочего тела задачу можно сформулировать в виде двухкритериальной задачи оптимизации с критериями качества — затраты рабочего тела и доза радиации.

Построение парето-фронта указанной задачи оптимизации в работе осуществляется предложенным автором методом промежуточных орбит. Суть его состоит в параметризации траектории перелёта орбитальными эле-

ментами набора промежуточных орбит, через которые последовательно должна проходить эта траектория. Тогда расход рабочего тела и поглощённая КА доза будут функциями параметров промежуточных орбит. В качестве параметров промежуточных орбит используются их наклонения. Сворачивая полученный векторный критерий в скалярную функцию, можно перейти к однокритериальной задаче оптимизации.

Полученная нелинейная задача параметрической оптимизации для нахождения нетривиальных траекторий должна обладать высокой размерностью, что существенно усложняет её решение. Поэтому в докладе приводится построение нижней смешанной выпуклой оценки целевой функции, которая уже поддаётся эффективной численной минимизации. Минимальную траекторию оценки можно использовать в качестве нетривиального начального приближений для применения алгоритмов глобальной оптимизации исходного функционала.

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ПРОЦЕССА ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, СТАБИЛИЗИРОВАННОГО ВРАЩЕНИЕМ

¹Р.В. Нетребенко, ¹А.Н. Чулин, ¹М.Ю. Лаптев,

¹М.С. Сохацкая, ²Е.К. Ли

¹НПО им. С.А. Лавочкина, ²МГТУ им. Н.Э. Баумана

chulin@laspace.ru, elen.k.lee@student.bmstu.ru

Представлены результаты исследования динамики процесса ориентации космического аппарата (КА) «Резонанс».

На всем интервале срока активного существования на орбите функционирования КА должен поддерживать ориентацию оси минус X (продольная ось КА) на центр видимого диска Солнца со стабилизацией относительно данного направления. Угловая скорость стабилизации КА должна составлять 4 °/с.

Погрешность ориентации КА относительно направления на Солнце не должна превышать 5° в режиме коррекции орбиты и 10° в прочих режимах функционирования КА.

В связи с требованиями к ориентации КА предложена следующая логика режима коррекции орбиты. Вектор характеристической скорости произвольного направления в инерциальном пространстве можно разложить на составляющие: направленную вдоль оси вращения W_x и перпендикулярную оси вращения W_y . Для формирования характеристической скорости W_x вдоль оси вращения КА используются реактивные двигатели, вектор тяги которых направлен вдоль продольной оси КА. Для выдачи импульса скорости W_y в направлении, нормальном к оси вращения КА, включение реактивных двигателей осуществляется при вхождении вращающегося вектора тяги двигателя

в расчетный неподвижный сектор, характеризующийся углом между заданным и фактическим направлением вектора тяги не более 15° . Одновременно реактивные двигатели используются для стабилизации КА в процессе выдачи импульса скорости.

Проведены динамические расчеты и численное математическое моделирование режима коррекции орбиты КА «Резонанс», обосновывающие выполнение требований к ориентации КА.

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ МАТЕМАТИКО-АЛГОРИТМИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ НАНОСПУТНИКА

Е.С. Лобусов, А.В. Фомичев

МГТУ им. Н.Э. Баумана

a.v.fomichev@bmstu.ru

В настоящее время наноспутники, основанные на стандарте *CubeSat*, являются очень привлекательными объектами с точки зрения их стоимости для небольших организаций, занимающихся исследованием и разработкой космических технологий. Такие малые космические аппараты обычно имеют форму куба с длиной сторон около 10 см и вес менее 1 кг. Благодаря этому, возникающие ограничения на бортовое оборудование, усложняют концепцию проектирования спутника, связанную, например, со способами определения его углового положения и, в целом, для системы управления, поскольку точные измерительные датчики и мощные исполнительные устройства могут превышать допустимые требования по массе, энергопотреблению и объему. Поэтому достаточно часто в качестве исполнительных устройств в наноспутниках применяются магнитоприводы, а также ограниченный тип измерителей, например: солнечные датчики, магнитометры и датчики угловой скорости.

Таким образом, проблема разработки для систем управления ориентацией наноспутников эффективных алгоритмов, обеспечивающих как минимальное потребление энергии, так и высокую точность, является в настоящее время актуальной задачей.

В докладе представлены результаты сравнительного анализа нескольких вариантов алгоритмов определения углового положения наноспутника: метод *ТРИАДА (TRIAD)* и два алгоритма расширенного фильтра Калмана (*EKF1* и *EKF2*).

Для функционирования алгоритма *ТРИАДА (TRIAD)* на борту наноспутника достаточно иметь информацию о двух векторах, измеряемых с помощью солнечных датчиков и магнитометров. Используя данные, полученные в ССК по показаниям указанных датчиков, применяя модели магнитного поля и информацию о направлении на Солнце, оказывается возможным определить матрицу преобразования от ИСК к ССК.

Преимущество алгоритма расширенного фильтра Калмана *EKF1* заключается в том, что он использует уравнения кинематики и динамики углового движения наноспутника. Тем самым, данный алгоритм позволяет оценить как угловое положение (кватернион ориентации), так и вектор угловой скорости спутника.

В алгоритме расширенного фильтра Калмана *EKF2* предполагается, что для определения углового положения спутника используется только информация от магнитометров и гироскопов. В данном подходе учитываются только кинематические уравнения углового движения. Использование магнитометров в качестве измерителей приводит к большой зависимости алгоритма от принятой и реализуемой на борту модели магнитного поля. Кроме того, если угловое положение наноспутника оценивается в углах Эйлера, это может привести к вырождению кинематических уравнений.

Таким образом, результаты сравнительного теоретического анализа и проведенного моделирования алгоритмов *TRIAD*, *EKF1* и *EKF2* позволяют сделать следующие выводы:

- Алгоритм *TRIAD* не включает модель динамики спутника и поэтому слабо подходит для практического применения в задачах ориентации. Однако данный алгоритм вполне пригоден для предварительной стабилизации спутника, поскольку не требует оценки начального состояния перед своим запуском.

- После предварительной стабилизации спутника целесообразно включать алгоритмы, основанные на фильтре Калмана.

- С точки зрения влияния шумов на функционирование измерителей, алгоритмы *TRIAD* и *EKF2* показали свою чувствительность к шуму датчика угловой скорости, так как сигнал по угловой скорости не фильтруется. При наличии шумов магнитометров и солнечного датчика только алгоритм *TRIAD* теряет точность.

- Наилучшие результаты получаются с использованием алгоритма *EKF1*. Однако алгоритм *EKF2* может использоваться на затененных участках полета, где информация от солнечного датчика отсутствует.

**РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ И СТАБИЛИЗАЦИИ
МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТИПА
«ЯСНОВИДЕЦ-1»**

Мо Ли, А.В. Фомичев

Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

a.v.fomichief@bmstu.ru, moli.hit.cn@gmail.com

Одним из направлений развития современной космической техники является создание малых космических аппаратов (МКА), которые могут быть использованы для решения сложных научных задач.

Данная работа посвящена исследованию алгоритмов управления системы ориентации и стабилизации малого спутника типа «Ясновидец-1» (КНР), предназначенного для наблюдения Земли. В работе были исследованы наиболее важные режимы управления: режим демпфирования начальной угловой скорости МКА после отделения от ракеты-носителя, режим точной трехосной ориентации и режим разгрузки двигателей-маховиков с помощью элетро-магнитных катушек, а также разработаны соответствующие математические модели, синтезированы законы управления для каждого режима и проведено моделирование.

Прежде всего, в системах управления для демпфирования колебаний МКА необходимо иметь информацию о его угловой скорости. Для этого в бортовом комплексе управления МКА предусмотрены датчики угловой скорости и используются специальные алгоритмы обработки информации. В качестве исполнительных элементов в БКУ МКА используются магнитные исполнительные органы. Токовые катушки индуцируют управляемый дипольный магнитный момент, который при взаимодействии с внешним магнитным полем создает управляющий механический момент. Внешнее магнитное поле измеряется с помощью магнитометров. В работе исследован алгоритм v - PD , предназначенный для демпфирования угловой скорости МКА.

Основная задача системы ориентации – реализация режима точной трехосной ориентации и стабилизации. С учетом длительного срока службы на орбите в качестве исполнительного органа использованы четыре двигателя-маховика. Были проанализированы математические модели режима точной трехосной ориентации и стабилизации, сформированы алгоритмы управления двигателями-маховиками. Для разгрузки маховиков на МКА будет использована магнитные исполнительные органы.

С помощью моделирующей системы *Matlab*, на основе математической модели и структурной схемы, проанализирована работа соответствующих алгоритмов. Результат моделирования системы показал, что данные алгоритмы позволяют реализовать требование к системе ориентации и стабилизации МКА.

**МНОГОКРИТЕРИАЛЬНАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ КОНФИГУРАЦИИ
СПУТНИКОВОЙ ГРУППИРОВКИ ПО ТОЧНОСТИ И РАСХОДУ
НА ОСНОВЕ ИЕРАРХИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ**

Е.М. Воронов¹, А.А. Карпунин^{1}, А.Н. Лавренов²,
М.В. Палкин², И.П. Титков¹, А.В. Фомичев¹*

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, ² ОАО «ВПК «НПО Машиностроения»
**ksans@yandex.ru*

Задачи поддержания конфигурации орбитальной спутниковой группировки в настоящее время становятся все более актуальными. Это обусловлено, например, появлением и использованием в составе аппаратуры спутников высокоточных измерительных приборов. В этой связи для решения задач синхронного дистанционного зондирования Земли, трёхмерной съемки объектов группой спутников требуется обеспечение высокой точности относительного положения аппаратов в группе. При этом, с одной стороны, каждая коррекция положения, каждое использование двигателей спутников неизбежно сокращает срок их службы. Поэтому задача оптимизации расхода управляющего ускорения для каждого из аппаратов становится очень важной. С другой стороны первостепенной является точность положения и ориентации спутников на орбите. Таким образом, для каждого из аппаратов задача стабилизации их относительного положения в группе на долгосрочном интервале времени становится многокритериальной.

В работе рассматривается задача оптимизации поверхностной конфигурации спутниковой эскадры с иерархией управления по принципу «ведущие-ведомые» с последующей стабилизацией положения ведомых относительно ведущей группы для поддержания общей заданной конфигурации.

Исследуются два варианта конфигурации ведущей группы с тангенциальным (в плоскости орбиты) и бинормальным (плоскостью орбиты) управлением. На основе принципа максимума обосновывается параметризация многокритериальных оптимальных программных управлений спутников ведущей группы. Формируются два варианта алгоритмов многокритериальной оптимизации с внутренней (балансировочной) и внешней (идеальной) целевой точкой. Анализируется вычислительная сложность алгоритмов.

Осуществляется многокритериальный анализ алгоритма оптимизации по точности и расходу ведущей группы с бинормальным управлением на основе программной реализации алгоритма.

Сформированный алгоритм позволяет получать решение поставленной задачи при произвольных граничных условиях, сохраняет работоспособность при изменении вида функционалов (показателей качества) и дополнительных весовых коэффициентов, может быть использован для решения задачи обеспечения траекторной безопасности.

Алгоритм обладает вычислительной сложностью, но позволяет получать субоптимальные результаты в режиме реального времени.

МЕТОДИКИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ГРУППИРОВКИ МАЛОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Д.С. Андрашитов, А.С. Залесков

Военная академия РВСН имени Петра Великого

za-les@mail.ru

Объектом исследования настоящей работы является совокупность малогабаритных космических аппаратов (МГКА), объединённых в кластер и выполняющих целевую задачу по мониторингу земной поверхности. В состав кластера входят МГКА оптико-электронного, радиолокационного и радиотехнического мониторинга, а так же космический аппарат «лидер», осуществляющий сбор и ретрансляцию информации на землю, и общее управление кластером.

Целью исследований является рациональное использование МГКА в составе кластера путем внедрения перспективных методов и методик управления объектами и идентификации состояния КА, а также обработки информации с использованием ресурсов единого облачного пространства.

В ходе выполнения работы использовалась теория автоматического управления, идентификации динамических систем, системы нечеткого вывода, а так же многопараметрическая регуляризация.

Работа базируется на диссертационных работах молодых специалистов ВА РВСН Д.С. Андрашитова «Метод многопараметрической идентификации динамических систем», а так же научных трудах А.С. Залескова «Об актуальности задачи построения модели поведения объекта со свободным выбором поведения» и др.

Результаты математических экспериментов и натурных испытаний подтверждают эффективность применения указанных методов и методик при функционировании МГКА.

По основным положениям работы получен патент, поданы 2 заявки на изобретения.

Апробация результатов РНИИ «Радиосвязи», в/ч 22466, ФГУП «Радуга» и др. подтверждают практическую значимость и применимость работы.

**АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ
ПАРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С УЧЕТОМ ПЕРЕКРЁСТНОЙ СВЯЗИ****А.А. Карпунин¹, И.П. Тутков²****МГТУ им. Н.Э. Баумана**¹ ksans@yandex.ru

В работе рассматривается движение пары космических аппаратов (КА), один из которых движется по опорной круговой траектории (условно «ведущий» КА), а второй решает задачу Лагранжа с закрепленными концами относительно опорной траектории по критерию минимизации расхода управляющего ускорения.

В качестве математической модели для описания относительного движения КА авторы часто используют систему Клохесси-Уилтшира, которая позволяет определить положение одного из аппаратов относительно другого при движении «ведущего» по круговой орбите. При этом к особенностям данной системы можно отнести порядок описания модели: три дифференциальных уравнения второго порядка. Решение данной системы позволяет построить траекторию относительного движения «ведомого» аппарата. Недостатком подобного описания можно считать отсутствие зависимости между движением в плоскости орбиты и в направлении бинормального ускорения.

Анализируя систему дифференциальных уравнений в оскулирующих элементах, можно прийти к выводу, что при нулевых нормальном и тангенциальном ускорениях бинормальное ускорение вызывает изменение значений параметров, описывающих движение в плоскости: аргумент широты, эксцентриситет и направление на перигей (или компоненты вектора Лапласа). Поэтому необходимо при наличии бинормального ускорения производить учет этих изменений траектории. Фактически это говорит о том, что движение по бинормали не является независимым от движения в плоскости орбиты, но допустимо считать плоское движение независимым при отсутствии бинормального ускорения. Поэтому при совместном рассмотрении всех компонент пространственного движения, требуется учитывать описанную однонаправленную перекрёстную связь (влияние бинормальной составляющей на плоское движение).

В данной работе предлагается подход, учитывающий влияние бинормальной составляющей на движение в плоскости орбиты при решении задачи Лагранжа.

Подход состоит из следующих этапов: решение задачи Лагранжа для бинормального движения; интегрирование системы дифференциальных уравнений в оскулирующих элементах для найденного на предыдущем этапе бинормального управляющего ускорения; изменение граничных условий задачи Лагранжа на величину отклонений, определенных на предыдущем

этапе; решение задачи Лагранжа с уточненными граничными условиями, определение при этом управляющих ускорений.

Реализация полученных управляющих ускорений будет равносильна учёту в процессе решения поставленной задачи введённой перекрестной связи между компонентами пространственного движения.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОБЛЕМ СОЗДАНИЯ ГРУППЫ (СВЯЗКИ) КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

А.А. Подчуфаров
МГТУ им. Н.Э. Баумана
dron.a.p@mail.ru

На сегодняшний день в области дистанционного зондирования Земли стоит задача постоянного повышения точности зондирования.

В России наиболее успешно данная задача решается одиночным космическим аппаратом *Ресурс-П1*. Для дальнейшего развития решения данной задачи предлагается создание группы (связки) космических аппаратов такого типа для расширения класса решаемых задач и повышения точности дистанционного зондирования Земли.

В мире существует и успешно функционирует связка *TerraSAR-X/TanDEM-X*, которая работает в аналогичном диапазоне точности с *Ресурс-П1*, но позволяет выполнять более широкий диапазон задач (получение трехмерной карты зондируемой местности).

В докладе рассматривается задача построения связки аналогичной *TerraSAR-X/TanDEM-X*, имеющей в своей основе связку спутников типа *Ресурс-П1*. Основной акцент делается на синтез высокоточных алгоритмов бортового комплекса управления группы (связки) космических аппаратов типа *Ресурс-П1* дистанционного зондирования Земли.

УПРАВЛЯЕМЫЙ ВЫПУСК ТРОСА ИЗ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ БАРАБАНА ЗА СЧЕТ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ СИЛ ИНЕРЦИИ

А.В. Зыков, А.В. Субботин, С.Н. Тимаков
ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева»

zyvaldrvich@gmail.com, awsubbotin@mail.ru, Serqey.Timakov@rsce.ru

Рассматривается модель выпуска полотна солнечного паруса, в рамках которой парус, раскрываемый из уложенного состояния, представляется в виде четырех выпускаемых тросов. Для описания режима раскрытия солнечного паруса на начальном этапе с учетом центральной симметрии расположения катушек с тросами рассматривается динамика выпуска одного троса с точечной массой на конце в предположении, что все остальные тросы

выпускаются синхронно и система управления выпуском обеспечивает динамическую симметрию процесса.

В уложенном состоянии паруса тросы намотаны на катушки, которые равномерно распределены по ободу центрального цилиндра симметрично относительно оси вращения. По мере вытягивания тросов центробежными силами выпускается и расправляется связанное с тросами полотнище солнечного паруса.

Рассматриваются различные способы выпуска тросовой системы, поясняющие особенности каждого из них. Для проверки различных предлагаемых способов выпуска рассматривается приближенная дискретная математическая модель выпуска тросов. Каждый трос представляется в виде совокупности материальных точек, последовательно соединенных невесомыми нерастяжимыми нитями. В этих точках сосредоточены действующие на трос центробежные силы, силы Кориолиса и силы натяжения соединяющих цепь нитей. Кроме того, такая модель описывается системой обыкновенных дифференциальных уравнений и позволяет учесть массу троса и действие на трос сил инерции вследствие вращательного движения троса. Силы считаются приложенными к указанным материальным точкам и определяются их массами, положением в пространстве и скоростями.

Численное моделирование проводится для случая, когда трос представлен в виде совокупности материальных точек, последовательно соединенных невесомыми нерастяжимыми нитями, а также в случае невесомой нерастяжимой нити с весомым грузом на свободном конце.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕЗОНАНСОВ В ТРОСОВОЙ СИСТЕМЕ ГРАВИТАЦИОННОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ СПУТНИКА

Д.А. Храмов

***Украина, г. Днепропетровск, Институт технической механики
НАН Украины и ГКА Украины***

dkhramov@mail.ru

Для обеспечения долговременной ориентации спутника на Землю широко используются системы гравитационной стабилизации с жесткими штангами. Недостатком таких систем является малая величина восстанавливающего момента. Использование гибкой нити (троса) вместо штанги позволяет увеличить расстояние между спутником и стабилизирующим грузом до нескольких километров. Как следствие, существенно возрастет восстанавливающий момент гравитационных сил.

Была предложена схема системы стабилизации, в которой трос крепится к дополнительному телу, шарнирно связанному со спутником, что обеспечивает введение в систему диссипативного момента. Целью исследований

является выбор параметров системы стабилизации, обеспечивающих скорейшее затухание переходных процессов.

Анализ малых колебаний системы показал, что ее собственные частоты можно соотнести с частотами колебаний: спутника относительно шарнирной точки, маятниковых колебаний системы как твердого тела, продольных колебаний и т. п. Были получены простые зависимости частот колебаний системы от ее параметров.

Как показали расчеты, медленнее всего затухают маятниковые колебания, поскольку в этом звене отсутствует диссипация энергии. Чтобы обеспечить скорейшее рассеяние энергии этих колебаний, ее необходимо передавать в те звенья системы, где имеется диссипация. Наилучшие условия для этого создаются, когда маятниковые колебания находятся в резонансе с колебаниями других звеньев системы.

Руководствуясь полученными зависимостями частот колебаний от параметров системы, удалось выделить наиболее существенно влияющие параметры и подобрать их значения так, чтобы оказаться в окрестности резонансов. Это значительно упростило оптимизацию параметров системы по быстродействию. Проверка, выполненная с помощью глобальной оптимизации по всем параметрам системы, подтвердила правильность полученных результатов.

МОДЕЛИРОВАНИЕ КОНФИГУРАЦИИ В ЗАДАЧЕ УПРАВЛЕНИЯ ФОРМОЙ КРУПНОГАБАРИТНОГО ВАНТОВОГО КОСМИЧЕСКОГО РЕФЛЕКТОРА

А.П. Алпатов, П.А. Белоножко, П.П. Белоножко А.А. Фоков

Украина, г. Днепропетровск, Институт технической механики

НАН Украины и ГКА Украины

byelonozhko@mail.ru

Большие отражающие поверхности являются функционально необходимым элементом ряда перспективных космических систем. Потребность в улучшении технических характеристик крупногабаритных космических рефлекторов, плечочных отражателей определяется развитием спутниковой связи, радиоастрономии, гелиоэнергетики, задачами изучения Луны и планет Солнечной системы, исследования дальнего космоса.

При создании различных систем конкретного технического назначения перспективным конструктивным решением является вариант закрепления отражающей поверхности на сетчатом каркасе, требуемая форма которого обеспечивается при помощи вантовой системы натяжения. При этом к точности реализации отражающей поверхности предъявляются достаточно жесткие требования, что определяет актуальность задачи управления формой каркаса.

Представлены результаты моделирования конфигурации крупногабаритного вантового космического рефлектора в задаче управления формой отражающей поверхности. Предложен подход к исследованию процессов формообразования, основанный на декомпозиции механической системы и выделении независимых подконструкций — формообразующих элементов. Разработаны дискретные и континуальные модели формообразования, предложены алгоритмы управления формой отражающей поверхности и рассмотрены варианты их технической реализации.

Полученные результаты могут быть использованы при создании как пассивных, так и активных систем управления формой отражающей поверхности для рефлекторов рассматриваемого типа.

ПРОБЛЕМА ИСПЫТАНИЙ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ ОБРАБОТКИ И АНАЛИЗА ИНФОРМАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

К.С. Иванов, М.К. Бондарева

Главный испытательный космический центр МО РФ им. Г.С. Титова

kir.s.ivanov@gmail.com

Доклад посвящен проблеме интеллектуализации автоматизированных систем обработки и анализа телеизмерений космических аппаратов (КА). Показано, что широкий спектр задач, решаемых КА, обуславливает их высокую техническую сложность и предъявляет повышенные требования по надежности их функционирования. С учетом усложнения бортовых систем КА неуклонно возрастает и степень автоматизации процесса анализа и оценки их технического состояния. Основным направлением автоматизации при этом является разработка специальных программных комплексов (СПК) наземных и бортовых автоматизированных систем обработки и анализа телеметрической информации (АСОАИ) КА на основе современных технологий.

В докладе приведен ряд специфических проблем, выявленных на основе анализа существующего научно-методического аппарата: низкая оперативность комплексных испытаний, отсутствие аппарата выбора входных воздействий, малое число не эквивалентных входов с имеющимися файлами информационных сечений; отсутствие информативной обратной связи между разработчиком и испытателем и др.

В работе предлагается подход к развитию информационного сопровождения АСОАИ КА на основе использования элементов искусственного интеллекта, что позволяет: синтезировать систему разработки и испытаний, сделать ее замкнутой и многомерной; формализовать динамические процессы в системе; комплексно и эффективно осуществлять контроль и оценку состояния СПК АСОАИ КА.

Работа выполнена в рамках научно-исследовательской работы «Исследование методов повышения эффективности испытаний и применения специальных программных комплексов систем сбора, обработки и анализа информации, циркулирующей в контуре НАКУ».

ДИАГНОСТИКА ОТКАЗОВ ДВИГАТЕЛЕЙ ОРИЕНТАЦИИ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

С.Н. Тимаков, А.В. Жирнов

ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева»

sergey.timakov@rsce.ru, avzhirnov@mail.ru

Системы управления космическими аппаратами, относятся к разряду сложных систем с большим количеством элементов, которые подвержены отказам. Одним из основных требований, предъявляемых к системе управления, является ее высокая надежность. Отказ реактивных двигателей ориентации космического аппарата, может приводить к невыполнению целевой задачи системой управления ориентацией, а отказ типа «неотключение» двигателя, кроме того, может приводить к большим потерям рабочего тела. Поэтому разработка алгоритмов диагностики отказов двигателей ориентации является актуальной задачей.

Описываемый в докладе алгоритм диагностики отказов двигателей ориентации основан на анализе невязок между угловой скоростью, сформированной по показаниям датчика угловой скорости (ДУС), и оценкой угловой скорости объекта управления, которая формируется в бортовой модели динамики углового движения. Работа каждого двигателя сопровождается двумя видами невязок: полученных в те моменты времени, когда есть команда на его включение и полученных в те моменты времени, когда команда на его включение отсутствует. Эти невязки суммируются на каждом такте в течение фиксированного отрезка времени, затем обнуляются и суммирование начинается заново. Абсолютные величины этих сумм невязок будут возрастать вследствие отказа одного или нескольких двигателей ориентации (при условии исправности ДУС), и при достижении ими заданного предельного порога считается, что произошел отказ конкретного двигателя или одного из группы двигателей (в зависимости от взаимного расположения и направления тяг двигателей). При реализации такого алгоритма необходимо учитывать упругие свойства конструкции, так как анализируемые невязки могут расти из-за повышенных колебаний конструкции (например, попадание в резонанс), следствием чего может произойти ложная идентификация отказа. Во избежание этого при оценке угловой скорости в бортовой модели оцениваются также угловые скорости по доминирующим тонам упругих колебаний конструкции в месте установки ДУС.

О ПОСТРОЕНИИ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**Н.В. Рябогин^{1), 2)}, А.С. Сыров¹⁾, Н.М. Задорожная²⁾**¹⁾МОКБ «Марс», ²⁾МГТУ им. Н.Э. Бауманаryabogin@mokb-mars.ru, n.ryabogin@gmail.com

Один из подходов к построению навигационной системы КА – модульность. Задачи обработки и выработки информации навигационной системы должны решаться в одном вычислителе, к которому подключаются необходимые измерительные приборы.

Исходя из времени существования КА и необходимой точности, соответствующие требования предъявляются и к приборному составу системы. Все измерительные приборы, входящие в состав системы, должны иметь стандартный цифровой выход для соблюдения требований по универсальности.

Так, например, область применения, описанная с точки зрения типа миссии, может диктовать требования к приборному составу навигационной системы. Навигационная система на низкой орбите КА может дополнительно включать в себя спутниковую навигационную аппаратуру, магнитометры, датчики вертикали и т.д.

Принцип модульности позволяет использовать один программно-вычислительный продукт для применения на различных типах КА.

Модульность в построении программного обеспечения позволяет производить сборку, замену, увеличение и уменьшение объемов программного обеспечения без проведения полного цикла испытаний. При необходимости, вызванной требованиями технического задания на космический аппарат, программное обеспечение может быть собрано из необходимого количества модулей, определяющих выполнение требований к навигационной системе.

Под понятием точности навигационной системы космического аппарата в большинстве случаев подразумевается точность наведения визирной системы координат, связанной с целевой аппаратурой.

Схема установки на едином кронштейне позволяет убрать влияние упругих деформаций корпуса КА на взаимную ориентацию приборных осей основных измерителей навигационной системы: датчиков угловых скоростей (ДУС) и звездных приборов (ЗП).

РАЗРАБОТКА ВЫСОКОТОЧНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

М.С. Селезнева

МГТУ им. Н.Э. Баумана

vms_12_92@mail.ru

Требования по точности, предъявляемые к измерительным системам космических летательных аппаратов (КЛА) постоянно возрастают. Повышение требуемых точностных характеристик целесообразно осуществлять алгоритмическим способом, позволяющим достичь требуемого результата за короткое время с минимальными финансовыми затратами. В практических приложениях алгоритмическое обеспечение измерительных систем и комплексов включает, в частности, алгоритмы оценивания, управления, прогнозирования и комплексирования. Эти алгоритмы используются для компенсации погрешностей измерительных систем. Как правило, алгоритмы включают разнообразные математические модели, которые обладают различными свойствами. Исследование свойств моделей является важной и актуальной задачей при проектировании алгоритмического обеспечения измерительных комплексов КЛА.

Разработанный измерительный комплекс включает:

- инерциальную навигационную систему (ИНС);
- приемник ГЛОНАСС - модуль *GlоTOP 2,5G*;
- фильтр Калмана с моделью, имеющей максимальные степени наблюдаемости углов отклонения гиростабилизированной платформы и её дрейфов.

Для определения коэффициентов проводится вычисление матрицы наблюдаемости, операция обращения этой матрицы и вычисление степеней наблюдаемости по оригинальному критерию. В критерий входят коэффициенты модели, которые можно изменять с целью повышения степени наблюдаемости.

СОВРЕМЕННЫЕ АСТРОДАТЧИКИ ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ И ПЕРСПЕКТИВЫ ИХ РАЗВИТИЯ

П.С. Гуреев

МГТУ им. Н.Э. Баумана

gurpavel@yandex.ru

В последние десятилетия вектор развития космической техники смещается в сторону уменьшения масс и габаритов искусственных спутников. В частности, возрастает интерес к космическим аппаратам с массой менее 10 кг, часто именуемыми наноспутниками. Привлекательность данного класса космических аппаратов обусловлена снижением финансовых и временных

затрат на разработку и значительным расширением перспектив в области распределённых космических систем.

Жёсткие ограничения по массе и габаритам создают ряд сложностей для разработчиков наноспутника. Большинство перспективных целевых задач сопряжено с высокими требованиями к качеству системы управления движением. Однако выполнение этих требований затруднительно при использовании миниатюризированных измерительных и исполнительных приборов, имеющих относительно невысокую точность.

В докладе приводится обзор систем управления угловым движением для наноспутников, излагается проблема повышения точности этих систем, рассматриваются современные миниатюризированные астродатчики, а также описываются перспективные концепции их развития. В качестве главного направления совершенствования астродатчиков для наноспутников выделяется применение нескольких оптических трактов, конструктивно объединённых в одном корпусе-бленде.

**АНАЛИЗ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ
АВТОМАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ПЕРИМЕТРА
ЗЕЕМАНОВСКОГО ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА ДЛЯ ЕЕ МОДЕРНИЗАЦИИ С
ЦЕЛЬЮ УЛУЧШЕНИЯ ТОЧНОСТНЫХ И МАССОГАБАРИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК**

В.В. Лукьянов, Г.М. Магомедова

МГТУ им. Н.Э. Баумана

vdmlknv@yandex.ru, gulnaramaq@rambler.ru

Современные тенденции развития бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) направлены на повышение точности ее чувствительных элементов и минимизацию массогабаритных показателей. Возможно, наиболее простым и эффективным способом для этого является модернизация их электронных систем на основе современной элементной базы с анализом возможного упрощения структуры системы.

Лазерный гироскоп (ЛГ) является одним из наиболее распространенных к применению в БИНС безроторных гироскопов. Одной из систем, позволяющих повысить точность ЛГ, является автоматическая система регулирования его периметра (СРП), которая предназначена для управления длиной оптического пути встречных электромагнитных волн при изменении температуры окружающей среды, механической деформации, а также для стабилизации генерируемых оптических частот.

В рамках данной работы изучен принцип функционирования и электрическая схема СРП зеемановского лазерного гироскопа, разработанного в НИИ «Полюс» им. М.Ф. Стелъмаха, составлены передаточные функции ее звеньев; в системе *MATLAB Simulink* исследовано поведение системы в различных

режимах функционирования; в программе Proteus смоделирована электрическая схема СРП ЛГ; предложен вариант замены зарубежных элементов СРП на отечественные аналоги с техническим и экономическим обоснованием выбора; создана модель электрической системы СРП с использованием новых элементов; проведено испытание прибора с текущей моделью СРП и новой предложенной моделью, выполнено сравнение результатов работы прибора.

Проведенные исследования помогли выработать рекомендации по улучшению системы регулирования, связанные с подбором оптимальных параметров системы, применение которых позволяет повысить точностные характеристики системы и ЛГ в целом, упростить схемное решение электронной части системы и минимизировать ее массогабаритные характеристики.

**МЕТОДИКА КАЛИБРОВКИ БИНС НА БАЗЕ
МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ**

В.В. Лукьянов, С.И. Шмаров

МГТУ им. Н.Э. Баумана

vdmlknv@yandex.ru, snarpix@gmail.com

В настоящее время помимо полнофункциональных бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) широкое распространение получили блоки чувствительных элементов (БЧЭ), в частности, БЧЭ на базе микромеханических датчиков низкой стоимости и низкого класса точности. При этом задача реализации навигационных алгоритмов и алгоритмов калибровки возлагается на пользователя, чем достигается снижение стоимости системы и ее адаптация к конкретным задачам.

Традиционный метод калибровки БЧЭ реализуется только в заводских условиях и заключается в калибровке гироскопов и акселерометров по их выходной информации, как независимых датчиков, но в составе системы. Точность метода принципиально ограничена качеством испытательной установки и адекватностью модели ошибок.

Для исключения недостатков данного метода реализован замкнутый метод калибровки, который заключается в сообщении системе эталонного движения и использовании выходной информации БИНС в режиме навигации. Такой метод не требует прецизионного оборудования, поскольку погрешности установки счисляются самой системой и учитываются в процессе калибровки, и обеспечивает оптимальные результаты для конкретной навигационной системы.

Оба метода были испытаны при калибровке БЧЭ *SiMU02* производства «*Atlantic Inertial Systems*» (США) на базе микромеханических гироскопов низкого класса точности. Испытания продемонстрировали возможности предложенных процедур:

- осуществлять калибровку всех составляющих модели погрешности БИНС;
- существенно снизить требования, предъявляемые к технологическому оборудованию калибровки;
- осуществлять калибровку БИНС с использованием внешнего вычислителя, в т.ч. калибровку БЧЭ;
- осуществлять периодическую балансировку БИНС в полевых условиях.

РАЗРАБОТКА КОМПЛЕКСИРОВАННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТА МАЛОГАБАРИТНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ СЛОЖНОГО РЕЛЬЕФА

Тань Луго, А.В. Фомичев

МГТУ им. Н.Э. Баумана

a.v.fomichev@bmstu.ru, liquotan@gmail.com

Комплексированная навигационная система (КНС) использует информацию от датчиков двух или более навигационных систем, чтобы завершить взаимодополнение, взаимную проверку и взаимную коррекцию измерительных информации. Направление дальнейшего развития КНС связано с приданием им следующих свойств: интеллектуальность, многофункциональность, многорежимность, высокая точность и надежность. Одним из наиболее перспективных направлений улучшения характеристик систем автономной навигации является применение КНС, в которых совместно обрабатываются сигналы БИНС и спутниковой навигационной системы (*GPS*). Преимущество БИНС – автономность и помехозащищенность, а основной недостаток связан с тем, что ошибки измерения, обусловленные погрешностями измерителей, со временем накапливаются, и отсутствует возможность их компенсировать. Для системы *GPS* – наоборот. Таким образом, в системах управления беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) ошибки навигации с помощью БИНС обычно корректируют путем построения КНС, в которой в качестве источника дополнительной навигационной информации служит *GPS*.

В данной работе предлагается и исследуется КНС, в основу которой положен принцип слабосвязанного комбинирования местоположения и скорости, полученных от БИНС/*GPS*, а также используется фильтр Калмана. Используя в качестве величины измерения, разность между выходной информацией о положении и скорости, получаемой с БИНС и *GPS*, с помощью основного алгоритма фильтрации Калмана проводится оценка погрешности БИНС, а затем осуществляется корректировка выходных значений БИНС. Данная КНС обладает следующими преимуществами: более простая математическая модель, высокая надежность, обе системы навигации работают независимо друг от друга, обеспечивается большая избыточность навигационной информации.

В случае слабосвязанной схемы, КНС может решать точные навигационные задачи с высокой надежностью только в случае, когда БИНС и *GPS* все время находятся в нормальном режиме работы. В качестве недостатка *GPS* указывают чувствительность этой системы к радиоэлектронным помехам. Для БПЛА, движущихся, например, в сложной горной среде, из-за наличия препятствий, природно-климатических условий и т.д. часто нет возможности успешно принять навигационную информацию от *GPS*. Поэтому в данном случае *GPS* не может находиться в нормальном режиме работы. Для реше-

ния данной проблемы, разработан алгоритм быстрой компенсации информации КНС.

Часто на практике почти невозможно получить данные реальной траектории полета. Однако при помощи генератора маршрута можно синтезировать маршрут полета, по информации о котором осуществляется проверка и анализ разработанных алгоритмов.

Результаты моделирования показали, что алгоритм быстрой компенсации информации КНС решает проблему отказа навигационной системы в связи с отсутствием сигналов *GPS*, а точность КНС может поддерживаться в допустимых пределах.

СПОСОБ КОРРЕКЦИИ ДИНАМИЧЕСКИХ ОШИБОК АВТОНОМНЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Чан Нгок Хьюнг

МГТУ им. Н.Э. Баумана

daituong1310@gmail.com

Базовой системой навигационных комплексов летательных аппаратов (ЛА) обычно является инерциальная навигационная система (ИНС), которая часто используется как автономная система. ИНС имеют погрешности, обусловленные конструктивными особенностями, условиями их функционирования и особенностями режимов полета ЛА.

Известны различные алгоритмы коррекции автономных ИНС. Наиболее эффективные схемы коррекции позволяют компенсировать динамические погрешности на основе сигналов с датчиков углов прецессии. К современным автономным ИНС предъявляются все более высокие требования по точности, поэтому создание высокоточных алгоритмов коррекции является важной и актуальной задачей. В тоже время алгоритмы коррекции должны быть простыми при реализации в спецвычислителе, что особенно актуально для грубых ИНС, отличающихся низкой себестоимостью и надежностью.

Известен метод компенсации, основанный на приближенном формировании угловых скоростей гиросtabilизированной платформы (ГСП) вокруг осей стабилизации как функции соответствующих углов прецессии.

Этот метод компенсации нелинейных гироскопических моментов позволяет увеличить точность работы ИНС. Недостатком подобных методов коррекции автономной ИНС является эффект увеличения шумов из-за дифференцирования сигналов с датчиков углов прецессии. На основе этого метода разработан модифицированный алгоритм коррекции автономной ИНС, который позволяет компенсировать динамические погрешности за счет использования более подробной модели и использования генетического алгоритма. Генетический алгоритм позволяет строить высокоточные индивиду-

альные модели динамических погрешностей ИНС в конкретных условиях работы системы.

Разработанный модифицированный алгоритм коррекции автономной ИНС основанный на сигналах с датчика угла прецессии отличается простотой реализации в спецвычислителе или БЦВМ.

РАСШИРЕНИЕ ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СРЕДСТВ

Е.С. Лобусов, А.В. Фомичев, Хоанг Мань Тьонг

МГТУ им. Н.Э. Баумана

evgeny.lobusov@yandex.ru, a.v.fomichev@bmstu.ru, manhtuongbm@yahoo.com

В современном производстве измерения геометрических параметров изделий играют огромную роль в машиностроении и станкостроении. Точность геометрических параметров деталей характеризуется не только точностью размеров ее элементов, но и точностью формы и взаимного расположения поверхностей, которые оказывают значительное влияние на долговечность и эффективность машины. Так как, необходимо выполнить проверку правильности настройки и перенастройки через период эксплуатации. Для решения таких задач следует измерять разнообразные геометрические параметры изделий.

Современные средства измерений и вычислительная техника позволяют создавать самые разнообразные контрольно-измерительные и специализированные приборы для определения геометрических параметров изделия. Использование средств инерциальной навигации является перспективным методом для решения многих указанных задач в ближайшее время.

В работе показаны возможности использования инерциальных средств для повышения качества технологических процесс в промышленности на примере рассмотрения следующих трёх распространенных и важных задач:

- использование средств инерциальной навигации для определения пространственного углового положения цилиндрических тел;
- использование средств инерциальной навигации для определения относительного углового расположения плоскости;
- использование средств инерциальной навигации для определения эксцентриситета цилиндрической трубы.

Для решения первой задачи, которую можно считать базовой, предлагается использовать векторный измеритель угловой скорости (ВИУС), который жестко установлен на перемещаемой оператором платформе, а оси чувствительности ВИУС образуют систему координат платформы. Такой прибор содержит три скалярных гироскопа. Сам процесс измерения делится на следующие три этапа:

Первый этап – этап оценки угловой скорости Земли на опорном столе.

Второй этап – этап переноса платформы. Этап выполнения переноса измерительной платформы и окончательная установка её на поверхности тела.

Третий этап – этап проведения измерений. На этом этапе оператор манипулирует положением платформы на поверхности тела по инструкции, с помощью соответствующих алгоритмов обработки данных получаются соответствующие геометрические параметров.

Рассматриваются вопросы, связанные с получением соответствующих математических описания и алгоритмов обработки данных для предлагаемого устройства. Показываются пути решения и двух других указанных выше технологических задач.

ИМИТАТОР ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ТРАЕКТОРИИ ДЛЯ ОТРАБОТКИ ДВИЖЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА

Е.С. Лобусов, Е.Г. Одинцова

МГТУ им. Н.Э. Баумана

evgeny.lobusov@yandex.ru, katerina.odintsova@gmail.com

Для отработки системы управления транспортным средством рассматривается задача имитации пространственной траектории и соответствующих ей переменных движения. Решение задачи имитации движения по траектории с учетом динамики транспортного средства позволяет сравнить переменные алгоритмов управления и навигационной системы с их эталонными значениями. Таким образом, разработчик получает инструмент для оценки качества системы управления и навигационной подсистемы.

Для имитации пространственной траектории используется аппроксимация ограниченным набором примитивов: отрезками прямой, дуги, винтовой линии. Комбинация примитивов позволяет воспроизвести пространственную траекторию достаточно сложной формы. Каждый примитив задается своими параметрами: длина участка, радиус кривизны и его центр, угол наклона траектории относительно горизонтальной плоскости.

Рассмотрена связь геометрических параметров примитивов и переменных движения транспортного средства при перемещении по заданной примитивами пространственной траектории.

Рассмотрен алгоритм формирования текущей траектории для решения задачи коррекции, предварительно намеченного маршрута, по вновь поступившей информации. В рамках этой задачи определяются возможные пути дальнейшего движения и объезда препятствий, траектория движения строится с учетом динамики и геометрии транспортного средства.

Представлены уравнения кинематического движения транспортного средства при движении по заданной (опорной) траектории, линеаризованные уравнения в отклонениях от опорной траектории. Для упрощенных уравнений в отклонениях введен закон управления для решения задачи слежения за опорной траекторией.

Представлены результаты моделирования, позволяющие оценить эффективность управления.

Секция 18 им. Г.Н. Бабакина

**Автоматические космические аппараты для планетных и
астрофизических исследований
Проектирование, конструкция, испытания и расчет**

**АНАЛИЗ КОМПОНОВОЧНЫХ СХЕМ РАЗЛИЧНЫХ ВАРИАНТОВ
ДЕМОНСТРАЦИОННОЙ СОЛНЕЧНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ**

*А.А. Барабанов¹, И.М.Нестерин¹, П.А.Вятлев¹, Б.Т.Суйменбаев²,
В.К. Сысоев¹*

¹*ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»*

²*Казахский национальный технический*

университет им. К.И. Сатпаева, Казахстан, Алматы

Развитие технологии солнечных космических электростанций показывает необходимость создания демонстрационной солнечной космической электростанции как на основе имеющейся ракетно-космической техники, так и оптико-электронной технологии. В качестве канала передачи энергии выбрано лазерное излучение, так как оно позволяет получить фокальное пятно приемлемых размеров.

Основным фактором, определяющим энергетические возможности такой демонстрационной солнечной космической электростанции является необходимость создания большеразмерной трансформируемой конструкции фотопреобразователей на имеющемся космическом аппарате с соответствующим обтекателем.

Факторы, определяющие компоновочные схемы различных вариантов демонстрационной солнечной космической электростанции:

- необходимость большеразмерной конструкции фотопреобразователей и радиаторов охлаждения;
- необходимость системы трансформации конструкции фотопреобразователей и радиаторов охлаждения под имеющиеся обтекатели ракет;
- необходимость установки на космический аппарат большеразмерно-оптического телескопа для передачи лазерного излучения.

Рассмотрены четыре варианта компоновочных схем космического аппарата такой демонстрационной солнечной космической электростанции:

- схема КА с унифицированным шестигранным модулем;
- схема КА с унифицированным четырехугольным модулем;
- схема КА с разворачиваемым полотном фотопреобразователей на основе пневматически отверждаемых конструкций;

– схема КА с разворачиваемым полотном гибких фотопреобразователей по принципу солнечного паруса.

Детальные конструкторские работы над этими вариантами позволят выбрать оптимальный вариант компоновки космического сегмента солнечной электростанции.

ОРГАНИЗАЦИЯ ДИАГНОСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ КА НА ОСНОВЕ ВСТРОЕННЫХ АППАРАТНЫХ ПОДСИСТЕМ С МНОГОУРОВНЕВОЙ РЕКОНФИГУРАЦИЕЙ

Л.В. Савкин

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Android4.1@mail.ru

Рассматривается возможность построения встроенной диагностической подсистемы бортовых комплексов управления (БКУ) современных космических аппаратов (КА) и функционирование ее в качестве самостоятельной аппаратной подсистемы БКУ.

Предложена реализация данной подсистемы на основе единого вычислительного поля с многоуровневой реконфигурацией. В качестве основной электронной компонентной базы, используемой для создания вычислительного поля, рассматриваются программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС) с возможностью многократного перепрограммирования.

Рассмотрен ряд вопросов по эффективному использованию возможностей многоуровневой аппаратной реконфигурации, применительно к диагностической подсистеме БКУ:

- 1) диагностика сложных видов неисправностей и отказов БКУ в режиме реального времени;
- 2) аппаратная реализация диагностических алгоритмов на основе графоаналитического моделирования;
- 3) повышение степени локализации неисправностей и сбоев в БКУ, включая сложные элементы бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ);
- 4) повышение гибкости диагностических алгоритмов при анализе сложных видов неисправностей и отказов БКУ;
- 5) исследование эффективных способов диагностики сложных элементов БКУ методами аппаратного дублирования и имитационных алгоритмов, за счет адаптивной реконфигурации диагностических модулей непосредственно на борту КА.

Предложена модель аппаратной архитектуры диагностической подсистемы на основе вложенных матриц.

Проводится сравнительный анализ преимуществ и недостатков предложенной диагностической подсистемы и существующих программных систем контроля и диагностики БКУ. Показана возможность создания аппаратных платформ с корректируемой архитектурой, число реконфигурируемых уровней которой ограничивается лишь характеристиками используемых ПЛИС и сложностью диагностических моделей.

Предложена структурная схема диагностической подсистемы БКУ с блоками многоуровневой реконфигурации.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ СОЗДАВАЕМЫХ КС ДЗЗ

В.П. Макаров, И.В. Москатиньев, С.Ю. Самойлов

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

miv@laspaces.ru

Современные тенденции создания КС ДЗЗ направлены на постоянное усиление требований к эффективности, особенно в части полноты (объема), оперативности и достоверности информации. Перед разработчиками стоит вопрос выбора адекватных показателей эффективности на этапе проектирования системы.

В докладе представлены основные показатели эффективности КС ДЗЗ.

На основе нормативных документов и опыта проектирования устанавливается иерархия показателей, используемых для сравнения космических систем наблюдения (КСН) и их элементов. Наиболее приоритетными из них являются:

1. Линейное разрешение на местности (ЛРМ);
2. Производительность (витковая, суточная);
3. Эффективная производительность КА (витковая, суточная);
4. Периодичность наблюдения объекта;
5. Периодичность контроля состояния объекта;
6. Время непрерывного наблюдения при одном пролете;
7. Время доставки информации.

Перечисленные показатели эффективности являются частными показателями эффективности (ЧПЭ).

Совокупность частных показателей достаточно полно характеризует возможности исследуемой системы и находит широкое применение при оценке выполнения основных требований тактико-технического задания. Для решения задач выбора рациональных проектных параметров системы целесообразно использовать обобщенный показатель эффективности (ОПЭ), позволяющего с достаточной полнотой отображать степень выполнения поставленных перед системой задач и являющимся критерием при оптимизации. Естественной основой для формулирования обобщенных показателей эф-

фektivности космических систем наблюдения является сравнение доставляемой ими информации с реальным состоянием контролируемой обстановки. Для анализа систем, выполняющих задачу контроля состояния совокупности равнозначных объектов в течение некоторого достаточно длительного периода T_{ϕ} , в качестве обобщенного показателя эффективности предложено усредненное за период T_{ϕ} математическое ожидание относительного количества объектов (E), информация о которых, имеющаяся на произвольный текущий момент у потребителя, соответствует их реальным состояниям.

ЧПЭ и ОПЭ достаточно полно описывают КСН, однако они не описывают систему с точки зрения геометрического качества получаемой информации. Геометрическому качеству космических снимков последнее время уделяется повышенное внимание, Все более актуальным становится использование снимков с КА ДЗЗ в задачах, требующих наличия высокого геометрического качества космических снимков. Для описания геометрического качества космического снимка используются показатели геометрического качества. Наиболее приоритетным показателем геометрического качества является погрешность координатной привязки получаемых снимков.

В докладе представлена модель координатной привязки космических снимков, а так же критерий выбора наиболее рациональных значений проектных параметров КА ДЗЗ.

ПОСТРОЕНИЕ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ПЕРЕЛЕТЕ ЗЕМЛЯ-АСТЕРОИД

Я.В. Маштаков^{1,2}, С.С. Ткачев², А.Е. Шаханов³, Р.В. Ельников³

***¹Московский физико-технический институт
(государственный университет)***

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

³ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина"

yarmashtakov@gmail.com

Рассматривается задача построения углового движения и его реализации с помощью двигателей-маховиков при перелете с Земли на астероид. Требуемое угловое движение (в дальнейшем оно называется опорным) строится на основе известного направления вектора тяги и направления на Солнце, а управление, обеспечивающее асимптотическую устойчивость опорного движения, строится с использованием PD-регулятора.

Для построения углового движения используются кинематические уравнения Пуассона в кватернионах. При этом требуется задание кватерниона ориентации КА в произвольный момент времени. В качестве исходных данных заданы положение вектора тяги, направление на Солнце, а также положение центра масс КА в некоторые моменты времени. Для построения

ориентации КА в промежуточных точках используется сплайн Эрмита: он позволяет построить гладкую функцию по заданному набору точек. После этого становится возможным построить угловое движение опорной системы координат.

Как уже упоминалось ранее, для ориентации спутника используются двигатели-маховики. При этом из-за возмущений, действующих на спутник, маховики могут выйти на насыщение, когда они уже не могут обеспечивать требуемое управление. Для их разгрузки используются реактивные двигатели нерегулируемой тяги. Кроме того, возмущения, действующие на спутник, приводят также к ошибке в ориентации, а, следовательно, и к ошибке направления вектора тяги.

В качестве возмущений рассматриваются ошибки при установке маршевого двигателя и ошибка в направлении вектора тяги, неточное знание тензора инерции КА, а также ошибки при установке двигателей-маховиков.

Работа выполнена при поддержке гранта РФ № 14-11-00621.

ВЫБОР ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМ ДВИЖЕНИЯ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ДЛЯ ВЫСОКОКАЧЕСТВЕННОЙ ПЕРФОРАЦИИ МЕТАЛЛИЗИРОВАННЫХ ПОЛИМЕРНЫХ ПЛЕНОК ЭВТИ

П.А. Вятлев, Д.В. Сергеев, В.К. Сысоев
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

sdv@laspace.ru

В ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» создана установка перфорации лазерным излучением металлизированных полимерных пленок экранновакуумной теплоизоляции. Перфорация отверстий в полимерных пленках толщиной от 5 до 200 мкм в диапазоне 2-5 мм с шагом от 10*10 до 50*50 мм осуществляется на перематываемой пленке путем вырезания (испарением) по контуру отверстия сфокусированным в пятно 40 мкм лазерного излучения волоконного лазера (1,07 мкм). Работа данной установки осуществляется путем сложения движения нескольких приводов: - линейного осуществляющего перематку пленки с одной бобины на другую (ось x); - линейного перемещения сканера лазерного излучения поперек перематываемой пленки (ось y); и третья система это двухкоординатное перемещение сфокусированного лазерного излучения сканером по поверхности пленки. Для вырезания отверстий применяется два решения: первое осуществляется при непрерывном движении пленки что требует совмещение работы всех трех приводов; второе - старт-стопный режим когда одновременно работают только два привода. В данном докладе описываются алгоритмы совместной работы этих приводов позволяющие получить отверстия в пленке с минимальным отклонением от концентричности и с высокой скоростью движения.

ВОЗДЕЙСТВИЕ ЗАПЫЛЕННОСТИ АТМОСФЕРЫ МАРСА НА ТЕПЛОЗАЩИТУ СА ПРИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ ТОРМОЖЕНИИ

А.Ф. Клишин, А.М. Никитин
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Астрономам по результатам оптических наблюдений давно известно о периодически происходящих значительных изменениях в прозрачности атмосферы Марса. Ухудшение видимости поверхности планеты обычно объясняется характерными возмущениями атмосферы называемыми «пылевыми бурями» и «пылевыми смерчами». Природа, параметры, интенсивность и последовательность бурь на Марсе исследуются с Земли, а также с помощью специальных приборов автоматических космических аппаратов (КА) и спускаемых аппаратов (СА). Практика показывает, что для управления спуском СА на поверхность планеты необходимо учитывать возможные флуктуации термодинамических параметров атмосферы (температуры, плотности, скорости ветра, концентрации пыли и пр.), которые являются случайными функциями пространства и времени. При сильных и долговременных пылевых бурях и скорости ветра ≥ 35 м/с значительно увеличивается плотность атмосферы из-за присутствия пылевых и аэрозольных частиц. По оценкам, эти частицы могут подниматься на высоту до 30 – 70 км и находиться в атмосфере до 2х лет. Диаметр их оценивается от сотых долей до нескольких микрон и плотностью от 103 до 10² частиц в см³.

Наличие твердых частиц в атмосфере Марса может существенно повлиять на параметры траектории торможения СА и процессы тепло- и массообмена в ударном слое и на поверхности тепловой защиты аппарата. Рассмотрены известные данные по названной проблеме, которые указывают на возможное увеличение – максимального уровня тепловых потоков (~ в 2 раза), а также – эрозионного разрушения и скорости линейного уноса теплозащитного материала с поверхности СА, по сравнению с результатами расчетов по традиционным методикам (справедливым для однофазных газовых потоков). Отмеченные особенности требуют усовершенствования инженерной модели атмосферы Марса и экспериментально-расчетных методов для создания к 2018 году надежной системы тепловой защиты десантного модуля изделия «ЭкзоМарс».

ОЦЕНКА СТОЙКОСТИ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ МАЛОЙ ПЛОТНОСТИ К УДАРУ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЧАСТИЦ

*А.Ф. Клишин, А.М. Никитин, С.А. Сыромятников
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»*

Среди известных факторов космического пространства воздействие высокоскоростных метеорных частиц на элементы конструкции и системы космических аппаратов (критичные к этому воздействию) требует проведения специальных экспериментально-расчетных исследований для обеспечения надежной работы аппаратов в заданных условиях.

В соответствии с требованиями существующих стандартов при разработке космического аппарата (КА) все критичные элементы конструкции и системы должны иметь защиту от воздействия высокоскоростных частиц. Локальное применение экранной защиты и упрочнение стенок металлических корпусов отдельных приборов и систем КА – служит решением этой проблемы.

Задача осложняется, когда критическими элементами конструкции КА являются неметаллические материалы. Например, теплозащитные покрытия малой плотности ($\rho \sim 0,6 \pm 0,2 \text{ г/см}^3$), данные о стойкости которых к удару высокоскоростных частиц в литературе отсутствуют. Названная специфическая проблема возникла в связи с необходимостью применения такого типа теплозащитного материала в качестве уносимого покрытия с обширной поверхности ($> 20 \text{ м}^2$) десантного модуля (ДМ) изделия «ЭкзоМарс». Длительный перелет по трассе Земля-Марс (> 8 месяцев), значительная площадь поверхности ДМ и наличие пояса астероидов (источника основных метеороидных потоков) между орбитами Марса и Юпитера – все эти факторы подтверждают высокую вероятность воздействия высокоскоростных частиц на поверхность ДМ при перелете изделия «ЭкзоМарс» и актуальность данной задачи для сохранения работоспособности его тепловой защиты.

Рассмотрены расчетно-экспериментальные подходы, которые необходимо использовать при определении стойкости теплозащитных материалов малой плотности к воздействию высокоскоростных твердых частиц и выбору лучшего ТЗМ по этому параметру для применения в конструкции ДМ.

СТЕНД ПОЛУНАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЛУНА-ГЛОБ» НА ЭТАПЕ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКИ НА ЛУНУ

О.В. Трифонов, А.Г. Тучин, Д.А. Тучин, В.С. Ярошевский

ИПМ им. М.В. Келдыша

phobos.den@yandex.ru

Отечественная космическая программа освоения Луны предполагает автоматическую мягкую посадку на ее поверхность космического аппарата (КА) «Луна-Глоб». Для реализации этой задачи создается бортовое программное обеспечение системы управления движением КА. На бортовом интегрированном вычислительном комплексе (БИВК) производится обработка измерений двух комплектов бесплатформенных инерциальных блоков (БИБ), доплеровского измерителя скорости и дальности (ДИСД), на основании которой вырабатываются параметры управления двигателями КА: коррекционно-тормозным (КТД), двумя двигателями мягкой посадки (ДМП), четырьмя двигателями коррекции и стабилизации и восьмью двигателями стабилизации.

Посадка происходит в четыре этапа с полярной орбиты 100 x 18 км в кратер Богуславского. На первом этапе предусмотрено основное торможение с орбитальной скорости и выхода на высоту 2,6 км над точкой посадки с нулевой скоростью. Второй этап предусматривает участок свободного вертикального падения КА до набора порогового значения скорости. На втором этапе, после получения измерений ДИСД, происходит коррекция расчетного положения, скорости и ориентации КА. На третьем этапе происходит прецизионное торможение с включением КТД. Четвертый этап обеспечивает движение КА с постоянной вертикальной скоростью и мягкую посадку с помощью ДМП.

Созданный стенд полунатурных испытаний позволяет производить комплексную отладку бортового программного обеспечения в режиме реального времени с одновременным использованием имитационных моделей устройств и их технологических образцов. Использование технологических образцов устройств ограничено возможностью их использования в лабораторных условиях на Земле. Связь технологических образцов устройств или их моделей осуществляется по реальной шине мультиплексного канала обмена (МКО).

В состав стенда входит управляющий сервер, производящий расчеты движения КА с учетом работы двигательной установки на фоне гравитационных возмущений Луны, Земли и Солнца и возмущений сил солнечной радиации. Сервер в режиме реального времени с частотой 100 Гц передает имитационным моделям необходимую информацию о положении, скорости и

ориентации КА. Стенд содержит компьютер визуализации, облегчающий восприятие и анализ процесса посадки.

Стенд позволил произвести отладку программного обеспечения системы управления движением еще до создания и сборки полного комплекта аппаратуры КА «Луна-Глоб».

АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ ОРБИТ ВОКРУГ ЕСТЕСТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ПЛАНЕТ

А.В. Симонов, В.Г. Поль, А.Е. Евграфов

ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина»

polvad@laspace.ru

В перспективных планах как Федеральной космической программы, так и американского и европейского космических агентств предусматривается проведение дальних космических миссий к спутникам планет солнечной системы и ее малым телам. Так, например, предполагается реализовать миссии детального изучения планетной системы Юпитера и его спутников – Европы и Ганимеда: Лаплас-П, EISM (JEO), JUICE. В отечественной космической программе рассматривается возможность повторения миссии посещения спутников Марса и малого астероида. Схемы полёта всех этих экспедиций предусматривают по прибытии в район посещаемого объекта выход на орбиту его спутника длительного существования. Это обеспечивает резерв времени и условия, позволяющие провести предварительное дистанционное изучение объекта и планировать дальнейшие исследования, включая посадку и дальнейшие операции.

Возможность обеспечения приемлемого срока баллистического существования таких орбит и учет характера их естественной эволюции имеет большое значение, так как напрямую влияет на целевое управление полетом КА и научную эффективность самой миссии.

В докладе в качестве основного примера анализируются основные факторы, определяющие орбиты вокруг искусственных спутников Юпитера и их эволюцию, а также исследуется влияние возмущений, действующих на космический аппарат. Показано, что при выборе параметров орбиты вокруг естественного спутника планеты следует сразу оценивать возмущения, вызываемые гравитационным влиянием планеты большой массы, находящейся на относительно небольшом расстоянии. Характер движения КА как спутника планеты и эволюция его орбиты в таком случае определяется в первую очередь решением ограниченной задачи трех тел, а также степенью влияния внешних возмущающих небесных тел. Приведены приближенные формулы, позволяющие качественно определить длительность баллистического суще-

ствования орбит вокруг естественных спутников. Оценки подтверждены результатами численного моделирования траекторий.

Приводятся примеры возможности доставки КА на орбиты спутников других небесных тел.

ЧИСЛЕННАЯ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА СТОЙКОСТИ СОТОВЫХ ПАНЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ МЕТЕОРНО-ТЕХНОГЕННЫХ ТЕЛ

А.В. Герасимов¹, Д.Б. Добрица²

¹ *Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики Томского Государственного Университета*

² *ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»*

dobrica@laspace.ru

Проблема стойкости сотовых панелей и конструкций, устанавливаемых на их обшивке с внутренней стороны, является весьма распространенной при проведении расчетов вероятности неprobа для КА и их систем при воздействии метеорно-техногенных тел (МТТ). Воздействие частиц на тонкостенные структуры сопровождается высоким давлением и повышением температуры, что может привести к плавлению или даже испарению материала и образованию кратера, объем которого будет намного больше, чем объем частицы. Если частица будет достаточно большой (приблизительно 10 – 15 % толщины стенок для скорости частицы приблизительно 7 км/с), то произойдет перфорация тонкой структуры и образование трещин. Частица будет фрагментирована, а фрагменты проникнут внутрь структуры, производя дальнейшие повреждения. В случае герметичных структур, возникающие трещины могут превысить критическую длину, приводящую к катастрофическому разрыву стенки.

В работе рассматриваются результаты теоретического и экспериментального исследования баллистических характеристик сотовых панелей космического аппарата при воздействии метеорно-техногенных частиц.

Предложен вариант модификации баллистических предельных уравнений для сотовых конструкций на примере использования модифицированного уравнения Кур-Паласа для защиты Уиппла с целью введения функциональной зависимости критического диаметра пробивающих частиц от угла соударения, основанный на экспериментальных данных.

Данные о стойкости сотовых конструкций к воздействию МТТ были получены, в частности, в НИИ ПММ ТГУ при проведении экспериментальных работ по определению стойкости типовых конструкций КА «Спектр-УФ». В данной работе рассчитанные теоретическим методом баллистические предельные зависимости сравниваются с полученными в ходе эксперимента

значениями, отобранными по критерию сквозного пробития. Для фрагмента типового радиатора КА, взятого в качестве объекта испытаний, построены расчетные баллистические предельные кривые на основе известных зависимостей для рассматриваемой конфигурации.

ПРОБЛЕМЫ РАЗРАБОТКИ И ОТРАБОТКИ ПОСАДКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КА НА ГРУНТ ВЕНЕРЫ В РАЙОНАХ ТЕССЕРЫ СО СЛОЖНЫМ РЕЛЬЕФОМ

С.П. Буслаев

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

se.bouslaev@yandex.ru

Приоритетными районами для будущих посадок перспективных венерианских аппаратов большинство учёных считают районы с местностью типа тессера (от греч. – «черепица»). Учёные полагают, что в этих районах можно встретить наиболее древние породы поверхностного слоя планеты.

Эти районы местности сформировались после тектонических процессов, происходивших в два и более этапов, при которых местность сильно деформировалась и превратилась в систему пересекающихся гряд и борозд. Высота этих гряд может достигать от 1,0-1,5 до 2 км, уступов – до 1 км, а углы склона поверхности грунта в районах посадок могут достигать 30 градусов. Такой сложный рельеф может привести к перевороту посадочного аппарата при контакте с грунтом и предъявляет более высокие требования к характеристикам аппарата, чем это было при посадках советских КА типа «Венера-9-12» и «Вега-1,2». В этих районах Венеры не садился ни один КА и поэтому при разработке перспективных КА необходимо более тщательно учитывать начальные условия посадки.

Ранее при исследовании посадки КА на Венеру в основном рассматривались рельеф и физико-механические свойства грунта. В то же время у поверхности грунта венерианская атмосфера имеет высокую плотность, соответствующая давлению около 93 атм. При такой плотности атмосферы в момент удара КА о грунт «присоединённая масса» газа, движущаяся вместе с аппаратом, может оказывать влияние на динамику аппарата при посадке. Такое влияние может быть как демпфирующим, предотвращающим переворот КА, так и способствующим перевороту. Описание переходного ударного процесса в системе «движущийся КА + движущаяся присоединенная масса газа + преграда» требует разработки соответствующих математических моделей. Экспериментальная отработка таких математических моделей может проводиться в камере высокого давления (КВД) или на гидродинамических стендах с динамически подобными физическими моделями посадочных аппаратов.

ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ ЗОНДИРУЮЩЕГО СИГНАЛА РСА НА КАЧЕСТВО РАДИОЛОКАЦИОННОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ

А.И. Кудря

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

akud2006@rambler.ru

В настоящее время для получения высококачественных радиолокационных изображений (РЛИ) с помощью радиолокаторов с синтезированной апертурой (РСА) в большинстве систем используются широкополосные импульсные зондирующие сигналы с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ). В то же время, известны реализованные проекты, в которых использованы и сигналы с фазокодовой модуляцией (ФКМ). Имеются публикации, в которых утверждается, что РЛИ, полученные с помощью ФКМ сигналов значительной уступают по качеству ЛЧМ сигналам. На самом деле, это утверждение верно только если во всей излучаемой когерентной пачке зондирующих импульсов сигнал внутриимпульсной модуляции остаётся неизменным, что обычно и соблюдается в радиолокаторах с ЛЧМ сигналами. Применение ФКМ сигналов даёт возможность все зондирующие импульсы в пачке модулировать разными, квазиортогональными, кодами, что позволяет при групповой обработке отражённых от поверхности Земли когерентных сигналов получать отклик от точечной цели, интегральная мощность боковых лепестков которого на несколько порядков меньше, чем при использовании ЛЧМ сигналов. Указанное свойство обеспечивает в РСА с ФКМ сигналами значительно больший динамический диапазон передачи границ резкого изменения коэффициента отражения земной поверхности. Одновременно достигается подавление и боковых лепестков функции отклика на точечную цель, примыкающих к главному лепестку, и помех от смежных зондирующих импульсов. Указанные факторы в совокупности существенно увеличивают качество радиолокационных изображений РСА с ФКМ сигналами.

В докладе приводятся результаты расчётов, которые дают численные оценки улучшения качества РЛИ. В варианте ФКМ расчёты проведены для ансамблей М-последовательностей с фиксированным значением базы и переменными от импульса к импульсу значениями кодов генерирующих полиномов, кодов начальной генерации и полярности последовательностей. Цикличность изменения параметров М-последовательностей должна совпадать с временем синтеза апертуры. Расчёты показали, что при базе сигнала, равной 100 и 1000, максимальной уровень боковых лепестков функции отклика составляет: для ЛЧМ минус 13 дБ, а для ФКМ с переменными параметрами - минус 40 и минус 60 дБ, интегральный уровень боковых лепестков функции отклика на длительности зондирующего импульса: для ЛЧМ минус 10 дБ, а для ФКМ - минус 30 и минус 40 дБ, уровень подавления помех от смежных импульсов: для ЛЧМ минус 22 дБ, а для ФКМ – не более минус 30 и минус

40 дБ, (первые значение для ФКМ относятся к базе 100, вторые - к базе 1000). Выигрыш при использовании ФКМ нарастает с увеличением базы и объёма пачки когерентно обрабатываемых сигналов.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ АТМОСФЕРЫ МАРСА НА ДЕСАНТНЫЙ МОДУЛЬ

КА «ЭКЗОМАРС»

М.М. Голомазов¹, А.А. Иванков²

¹ *Институт автоматизации проектирования РАН*

² *ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»*

ival@laspaces.ru

Движение десантного модуля (ДМ) КА «ЭкзоМарс» в атмосфере Марса сопровождается тепловым и силовым воздействием со стороны набегающего газового потока, в результате которого происходит нагрев тепловой защиты и элементов конструкции ДМ. Если тепловые нагрузки превышают допустимые уровни, то возможно разрушение конструкции аппарата. В этой связи тепловой режим ДМ является важным фактором, определяющим надежность работы аппарата при спуске в атмосфере Марса, и влияет на успешное выполнение проекта «ЭкзоМарс».

В работе представлены методы и результаты численного исследования аэротермодинамического воздействия атмосферы Марса на этапе аэродинамического торможения, предназначенные для решения проблемы тепловой защиты ДМ. В рамках используемого подхода определяется траектория движения аппарата от точки входа в плотные слои атмосферы до момента ввода парашютной системы. Для каждой точки траектории решается задача обтекания ДМ с определением поля течения возле лобовой поверхности с учетом лучисто-конвективного теплообмена. В качестве численного метода расчета используется метод, являющийся развитием метода интегральных соотношений и метода прямых для течений газа с учетом переноса излучения.

При определении лучистой составляющей теплового потока используется P1-приближение метода сферических гармоник, а также инженерный подход, основанный на приближении локально-одномерного плоского слоя. При расчете конвективных тепловых потоков используется математическая модель, разработанная по результатам расчетных и экспериментальных работ, выполненных в ракетно-космической отрасли. Приводится сравнение полученных результатов с результатами аналогичных расчетов, выполненных специалистами ЕКА. Результаты проведенных исследований могут быть использованы при разработке и проектировании тепловой защиты ДМ.

**К ВОПРОСУ СОЗДАНИЯ В КИСЕ НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА НАЗЕМНОЙ
СОТР НА БАЗЕ ЗАВОДСКОЙ КОМПРЕССОРНОЙ
СТАНЦИИ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ КА**

Н.Н. Иванов, А.Н. Иванов
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»
ivanov_n_n@laspace.ru

В НПО им. С.А. Лавочкина для экспериментов при отработке на контрольно-испытательной станции (КИСе) создаваемых КА требуется наземная система обеспечения теплового режима (НСОТР) с различными параметрами воздуха, при этом возможности заводской компрессорной станции (КС) используются не в полном объеме или не используются вовсе.

Так, например, для создаваемого КА «Арктика-М» требуется НСОТР, обеспечивающая охлаждение одновременно 9 радиационных теплообменников чистым (не хуже 8 класса по ГОСТ ИСО 14644-1-2002) воздухом требуемых параметров по расходу ($G=0,521$ кг/с), давлению, температуре, точке росы, что реализовать не просто. Проведенный анализ материальной базы НПОЛ показал, что для создания НСОТР, постоянно действующей на базе заводской КС, на предприятии имеются все необходимые условия, компоненты и прототипы. В компрессорной станции постоянно работают три компрессора, генерирующие воздух давлением $P_{изб}=(6; 150 \text{ и } 350)$ кгс/см². Воздух давлением $P_{изб}=(150 \text{ и } 350)$ кгс/см² подвергается сушке и очистке от паров воды и масла, имеет точку росы под давлением соответственно $T_{Т.р.д.}=(-40 \text{ и } -50)$ °С. При $T_{Т.р.д.}=(-40 \text{ и } -50)$ °С содержание воды в воздухе равно $(0,117 \text{ и } 0,038)$ г/м³. Воздух под давлением $P_{изб} = 6$ кгс/см² сушке и очистке от паров воды и масла не подвергается, однако воздух этого давления выбран для дальнейшего рассмотрения и анализа. Данный воздух генерирует винтовой компрессор с объемным потреблением воздуха $V=28$ м³/мин из атмосферы (или массовым расходом $G=0,547$ кг/с при $T_0= 18$ °С летом и $G=0,625$ кг/с при $T_0=-18$ °С зимой). Из компрессора в ресивер воздух поступает подогретым, в расчетах принята $T_k = 30$ °С = 303 К. Отметим, что компрессор – это основной, самый дорогостоящий и сложный агрегат любой системы производства сжатого воздуха. Из КС в КИС для всех давлений протянуты с поворотами на 90° три трубопровода длиной $L \approx (550-600)$ м, материал двух трубопроводов высокого давления – 12X18H10T, диаметр трубопровода под $P_{изб} = 6$ кгс/см² равен 60x4 мм ($d_y=52$ мм, труба черная стальная). Летом, согласно расчетам, в этот трубопровод с $d_y=52$ мм поступает воздух, расход которого $G=0,547$ кг/с, средняя плотность $\rho=6,79$ кг/м³, скорость в начальном сечении трубопровода $W=38,36$ м/с, число Рейнольдса для этого же сечения $Re = 7,36 \cdot 10^5$, кинематическая вязкость воздуха $\nu=2,71 \cdot 10^{-6}$ м/с, режим течения – турбулентный. Поступившему в КИС воздуху необходимо придать требуемые параметры, для чего в КИСе должен быть смонтирован ряд агрега-

тов. Такие как: ресивер объемом $V \approx 300 \text{ л} = 0,3 \text{ м}^3$ (сфера с $R=0,415 \text{ м}$) с запорными вентилями, предохранительным клапаном, датчиками давления и температуры (желательно термоманоменты), фильтр-улавливатель твердых частиц (в НПО имеется прототип–компрессорная станция), маслосепаратор (прототип имеется в НПО), осушитель воздуха (прототипы имеются в НПО), воздушный редуктор (например, типа DM 613 немецкой фирмы Mankenberg) и электрический поточный нагреватель (прототипы имеются в НПО), датчики давления и температуры. На трубопроводах, соединяющих фильтр-улавливатель твердых частиц, маслосепаратор и осушитель воздуха следует предусмотреть уклон в 1-2 градуса, трубопроводы и агрегаты установки следует также и теплоизолировать. Работа установки происходит по обычному сценарию аналогичных пневмоустановок.

Располагая собственной компрессорной станцией, подведенной от станции к КИСу воздушной трубопроводной системой, комплектом агрегатов автоматики и устройств при недорогой закупке недостающего оборудования, многолетним опытом эксплуатации систем сжатого воздуха в НПО им. С.А. Лавочкина может быть создана и отлажена надежная регулируемая наземная СОТР, позволяющая проводить комплексные испытания как изделия «Арктика-М», так и иных космических аппаратов, создаваемых в НПО и на других родственных предприятиях.

АКТИВНЫЙ КОНТРОЛЬ ЛИНЕЙНЫХ РАЗМЕРОВ ИЗДЕЛИЙ АВИАЦИОННОЙ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛЕЙ

Е.В. Леун

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

В докладе рассматривается контактный способ активного контроля линейных размеров цилиндрической и конической формы различных изделий авиационной и ракетно-космической отраслей (золотников, плунжеров, шестерен, шлицевых и гладких валиков, сверл, фрез, зенкеров, разверток, метчиков, калибров, концевых мер длины, протяжек и других деталей с минимальными допусками 2...4 мкм и любым числом выступов, начиная с одного, и с минимальной их шириной 0,05 мм) на операциях шлифования на различных металлообрабатывающих станках.

В основе этого способа лежит использование высокопрочного и оптически прозрачного наконечника с полым измерительным стержнем. Это позволяет создать оптически замкнутый измерительный канал лазерного интерферометра (в т.ч. при необходимости с условиями полного внутреннего отражения лазерного луча в наконечнике) для особо тяжелых условий измерений, обусловленных потоком непрозрачной смазочно-охлаждающей жидкости, ее испарениями, потоками стружки и горячих искр.

Это позволяет исключить многие механические передаточные звенья, которые традиционно используются в подобных устройствах и даже исключить влияние износа наконечника на точность измерений. Также за счет определения температуры наконечника использованием пирометра, появляется возможность вносить коррекцию на температурную составляющую погрешности.

Таким образом, появляется возможность повысить точность измерений до уровня 0,5-1,0 мкм при автоматическом контроле линейных размеров.

УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ В СИСТЕМЕ ГРУППОВОГО ПОЛЕТА

А.Г. Лобанов

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

lobanov@laspace.ru

Применение космических систем группового полета для задач дистанционного зондирования Земли – перспективное направление развития низкоорбитальных средств наблюдения и мониторинга. Систему группового полета характеризуют наличие в составе двух и более космических аппаратов (КА), малые расстояния между КА (не более 2 км), заранее определенное относительное расположение КА.

Данная работа посвящена исследованию динамики и управления движением КА в системе группового полета. Целью работы является выработка методики построения управления космической системой, предназначенной для проведения радиоинтерферометрической съемки поверхности Земли.

На первом этапе работы проводятся:

- анализ известных моделей относительного движения КА;
- оценка влияния возмущающих воздействий;
- анализ различных факторов, связанных с особенностями систем группового полета;
- определение критериев эффективности системы.

На основании полученных результатов выбирается наиболее подходящая модель движения КА. Далее, используя выбранную динамическую модель, в среде MatLab проводится компьютерное моделирование базовой конфигурации системы, состоящей из двух низкоорбитальных КА.

На втором этапе работы:

- определяются цели управления космической системой;
- проводится анализ различных подходов к управлению КА в системе группового полета;
- проводится моделирование выбранных алгоритмов управления динамической модели космической системы.

В результате выработаны рекомендации к построению управления с учетом целей космической системы.

**О ВЛИЯНИИ НЕКОТОРЫХ РЕАЛЬНЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ОСОБЕННОСТЕЙ
ПОВЕРХНОСТЕЙ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА СИЛОВОЕ
ВОЗДЕЙСТВИЕ НА НИХ СО СТОРОНЫ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ**

*С.И. Шматов, А.С. Мордвинкин
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»*

При расчетах силовых воздействий на космические летательные аппараты (КЛА), как правило, используются идеальные геометрические и физические модели внешних поверхностей КЛА. При этом зачастую не учитывается ряд факторов, которые могут существенно изменить силовые и моментные характеристики указанных воздействий. К числу таких факторов следует отнести погрешности изготовления внешних поверхностей КЛА, наличие различного рода шероховатостей и, особенно, наличие специальных покрытий (например, ЭВТИ, абляционных покрытий). Эти факторы могут заметно менять как геометрические параметры соответствующих поверхностей, так и их физические свойства, напрямую влияющие на величину силового воздействия.

Соответственно, изучив характер и величину этого влияния, можно путём соответствующего изменения геометрических и физических свойств отдельных поверхностей в определенной мере управлять этими воздействиями в желаемом направлении.

В данной работе представлены результаты исследования изменения силовых и моментных характеристик воздействия солнечного излучения на некоторые типовые поверхности с равномерно распределенной шероховатостью двух видов (волнистые и зубчатые поверхности).

Эти результаты, в частности, показывают, что отличие силовых и моментных характеристик для пластины и клина с волнистыми или зубчатыми покрытиями от соответствующих характеристик для гладких пластин и клиньев могут при некоторых ориентациях достигать 30-50 %.

Это свидетельствует о необходимости такого рода исследований для более качественного проектирования КЛА, несмотря на их несомненную сложность и трудоемкость.

ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ КК «СПЕКТР-Р» ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЭКСПЛУАТАЦИИ**Е.В. Дикун, А.Ю. Колобов****ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»**kolobov@laspace.ru

КА «Спектр-Р», предназначенный для широкого спектра радиоастрономических исследований, 18 июля 2011 года в 10:06 по московскому времени достиг целевой орбиты.

Выведение КА «Спектр-Р» на требуемую орбиту производилось с использованием ракеты-носителя «Зенит-2СБ» и разгонного блока «Фрегат-СБ».

В состав КК «Спектр-Р» входят: ракета-носитель «Зенит-2СБ», КА «Спектр-Р», разгонный блок «Фрегат-СБ», стартовый и технические комплексы, наземный комплекс управления и наземный научный комплекс.

При выведении космический аппарат находился в обесточенном состоянии до момента срабатывания контактов отделения от ракеты-носителя.

Программа научного эксперимента была рассчитана на 3 года. Исходя из этого, были выбраны электронная компонентная база и степень резервирования служебной аппаратуры и составных частей, узлов и агрегатов.

Критерием отказа считалось безвозвратное прекращение получения научной информации наземным научным комплексом.

Научная программа, запланированная на 3 года, успешно выполнена, и сейчас научные исследования продолжаются по дополнительной программе.

За время выполнения программы полета КА замечаний к коротковолновому радиотелескопу зафиксировано не было.

Анализ неисправностей бортовых систем базового модуля служебных систем, выявленных в ходе выполнения программы полета КА, позволяет заключить, что БМСС КА «Спектр-Р» после 3 лет эксплуатации находится в работоспособном состоянии, что обеспечивает продолжение научного эксперимента в дополнительном объеме.

Успешное выведение КА «Спектр-Р» в заданную точку космического пространства подтвердило выполнение требований технического задания к надежности выведения.

Заложенная в бортовые системы и аппаратуру КА степень резервирования, рациональный подход к качеству комплектующих, тщательная наземная отработка КА и его бортовых систем в соответствии с Комплексной программой экспериментальной отработки, а также функционирование системы менеджмента качества предприятия обеспечила выполнение требований технического задания в части надежности и долговечности КА «Спектр-Р».

ИДЕОЛОГИЯ ПРОЕКТА СКОРОСТНОГО ПЕНЕТРАТОРА ДЛЯ ДОСТАВКИ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ НА КОСМИЧЕСКИЕ ТЕЛА

А.В. Багров, Е.В. Леун, М.Б. Мартынов, В.К. Сысоев
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Рассмотрена задача доставки на малые космические тела научной аппаратуры при попутном пролете мимо них межпланетных космических аппаратов. Взаимная скорость встречи при таких сближениях может составлять несколько километров в секунду. Простой выброс на попутное космическое тело с «жесткой посадкой» на его поверхность приведет к полному разрушению посадочного модуля, как при столкновении ударника миссии «Дип Импакт» с кометным ядром на скорости 10 км/с. Предложена идеология проекта скоростного пенетратора, позволяющая затормозить блок с научной аппаратурой при ударном взаимодействии пенетратора с космическим телом, и закрепить его в исследуемом теле. Эта же идея проекта конструкции скоростного пенетратора может быть использована для якорного сцепления с космическим телом тросовых систем.

АНАЛИЗ КАЧЕСТВА ПЛАНИРОВАНИЯ СЕАНСОВ ИЗМЕРЕНИЙ ТЕКУЩИХ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ И РЕЗУЛЬТАТОВ ИХ ПРОВЕДЕНИЯ

С.В. Комовкин
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»
komovkin@laspacespace.ru

Опыт работы по планированию и анализу качества траекторных измерений показал, что необходимо иметь средства анализа измерительной информации для ответа на следующие вопросы:

- в какие интервалы времени следует проводить измерения текущих навигационных параметров?
- соответствуют ли остаточные невязки по радиальной скорости остаточным невязкам по наклонной дальности?
- имеется ли ошибка во времени привязки измерений?

В работе предложен метод и алгоритм, позволяющий решать указанные выше задачи. Суть метода состоит в расчете производных по оскулирующим элементам орбиты КА от функций, описывающих зависимость измеренных значений от времени и параметров орбиты. Эффективное планирование сеансов основано на выборе интервалов времени, на которых производные измеренных значений по элементам орбиты принимают максимальные значения. Соответствие остаточных невязок по радиальной скорости и наклонной дальности проверяется так же, с использованием производных. Отношение остаточных невязок измерений наклонной дальности и радиальной скорости должно быть приблизительно равно отношению производных

от функций соответствующих измеренных значений по оскулирующим элементам орбиты КА. Выявление ошибки во времени привязки измерений использует оценку времени смещения, которая вычисляется, как отношение остаточной невязки измерений к производной функции измеренного значения по моменту времени прохождения перицентра.

Применение предложенных методов и алгоритмов показано на примере анализа измерений КА «Спектр-Р».

РАСЧЕТ ЛОКАЛЬНЫХ ПОГЛОЩЕННЫХ ДОЗ В АППАРАТУРЕ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ КК «ЭКЗОМАРС-2018» С УЧЕТОМ ВОЗДЕЙСТВИЯ ИЗЛУЧЕНИЯ РАДИОИЗОТОПНЫХ ИСТОЧНИКОВ ТЕПЛА

*Е.В. Власенков, П.С. Черников, Т.Ш. Комбаев, И.В. Зефирова,
Н.М. Хамидуллина*

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

vlasenkov-evgeni@mail.ru

В период полета аппаратура десантного модуля (ДМ) межпланетного космического комплекса «ЭкзоМарс-2018» подвергается разрушающему воздействию как ионизирующих излучений космического пространства (ИИ КП), так и расположенных на ДМ радиоизотопных источников тепла (тепловых блоков, ТБ). Причем, вклад в поглощенную дозу от излучений ТБ (гамма-излучение, нейтроны и «жесткий» рентген), как показывают проведенные расчеты, доминирует по сравнению с ИИ КП в аппаратуре ДМ, размещенной в непосредственной близости от радиоизотопных источников.

Расчеты доз проводились с помощью модифицированного программного комплекса «LocalDose&SEE», позволяющего рассчитать различные радиационные эффекты по трехмерной модели КА, выполненной в формате «3DStudio Max».

В докладе представлены разработанная «расчетная» 3d-модель КА и результаты расчетов от внешних (ИИ КП) и внутренних (ТБ) источников радиации для характерных групп служебных и научных приборов, входящих в состав как ДМ, так и марсохода, разрабатываемого Европейским космическим агентством.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ ВТОРИЧНОЙ ОБРАБОТКИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ В ПРОГРАММНОМ ОБЕСПЕЧЕНИИ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ КА

И.В. Зефиоров, И.Н. Наволоцкая
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

zefirov@laspace.ru

Усложнение служебных и целевых бортовых систем современных КА в части конструкции и функциональности предполагает существенное увеличение количества телеметрических параметров, необходимых для анализа состояния КА. В последнее время пропускная способность линий связи тоже имеет устойчивую тенденцию к увеличению, что позволяет получать телеметрию с КА с большей частотой.

Эти особенности предъявляют целый ряд повышенных требований к ПО ЦУП, особенно к оперативности обработки ТМИ. По этой причине необходимо введение дополнительных обобщенных параметров, предназначенных для удобства обработки и представления ее результатов оператору-анализатору. Такие параметры называются вторичными и характеризуются состоянием целой группы соответствующих первичных параметров в соответствии с имеющимися таблицами, либо рассчитываются по аналитическим формулам. Вторичные параметры применяются для сообщений о нештатных ситуациях, для формирования интегральных суждений о функционировании различных бортовых систем и избавляют оператора-анализатора от многих рутинных действий.

В докладе обобщен 20-летний опыт применения методов вторичной обработки телеметрической информации для ПО ЦУП НПО им. С.А. Лавочкина. Приводится перечень основных возможностей ПО, примеры типичных задач вторичной обработки и обсуждаются наиболее перспективные направления дальнейшего развития.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА ЛОКАЛЬНЫХ ПОГЛОЩЕННЫХ ДОЗ В АППАРАТУРЕ МКА-ФКИ (ПН-2) И КА «АРКТИКА-М», ПОЛУЧЕННЫХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ 3D-МОДЕЛЕЙ КА

П.С. Черников, Е.В. Власенков, Т.Ш. Комбаев,

И.В. Зефиоров, М.Е. Артемов

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

chernikov.pavel.sergeevich@gmail.com

Одним из важнейших дестабилизирующих факторов космического пространства, влияющих на функционирование орбитальных космических аппаратов (КА), является радиационное воздействие протонов и электронов радиационных поясов Земли, протонов и тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ) солнечных и галактических космических лучей. Накопление определенной

величины поглощенной дозы (радиационная стойкость (РС), или предельно допустимая доза) в материалах и компонентах аппаратуры КА приводит к деградации их свойств и, в результате, к радиационно-стимулированному отказу в работе.

Авторами при помощи программного комплекса «LocalDose&SEE», обеспечивающего оперативный расчет с требуемой точностью локальных поглощенных доз (ЛПД) в бортовых устройствах при использовании трехмерной модели КА и исходных данных по радиационной обстановке на трассе его полета, был проведен расчет ЛПД в бортовой аппаратуре КА «Арктика-М» и МКА ФКИ (ПН2), выбранных в силу существенного различия радиационных условий полета. Действительно, КА «Арктика-М» будет совершать полет в течение 7 лет по высокоэллиптической орбите типа орбиты КА «Молния», характеризующейся «жесткими» радиационными условиями, в то время как для МКА ФКИ (ПН2) предполагается полет в течение 3 лет на низкой солнечно-синхронной орбите с достаточно «мягкими» условиями.

В докладе на основе анализа полученных в результате расчета данных рассматривается возможность оценить необходимую РС бортовой аппаратуры КА еще на стадии проектирования; с помощью возможности визуализации распределения защит вокруг прибора определить критичные с точки зрения воздействия космической радиации направления; выработать рекомендации по толщине дополнительной радиационной защиты прибора, изменению его местоположения на борту КА, выбору толщин стенок корпуса прибора, расположению элементов электронной компонентной базы внутри корпуса.

МОДИФИКАЦИЯ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ РАСЧЕТА ЛОКАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК РАДИАЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ С ПОМОЩЬЮ 3D-МОДЕЛЕЙ КА С УЧЕТОМ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА БОРТОВЫЕ УСТРОЙСТВА

РАДИОИЗОТОПНЫХ ИСТОЧНИКОВ

И.В. Зефиоров, Н.М. Хамидуллина

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

nmx@laspaces.ru

В период полета межпланетные космические аппараты подвергаются разрушающему воздействию ионизирующих излучений космического пространства (ИИ КП). Однако не меньшую опасность могут представлять установленные на борту посадочных модулей (на Марс, Луну и др.) радиоизотопные источники тепла и электроэнергии. Действительно, вклад в поглощенную дозу от таких источников (гамма-излучение, нейтроны и «жесткий» рентген) может доминировать в аппаратуре и оборудовании КА по сравнению с ИИ КП, особенно для устройств, расположенных в непосредственной

близости от радиоизотопных источников. Таким образом, для обеспечения надежной работы бортового оборудования в течение САС чрезвычайно важно корректно оценить вклад в локальную поглощенную дозу в приборах, расположенных в различных местах КА, от всех источников радиации, как внешних, так и внутренних.

Эта задача решается с помощью модификации разработанного комплекса программ «LocalDose&SEE», позволяющего рассчитать различные радиационные эффекты по трехмерной модели КА, выполненной в формате «3DStudio Max». Модификация заключается в добавлении к перечню исходных данных списка координат для мест расположения внутренних радиоизотопных источников, а также их физических характеристик для аналитического расчета локальной поглощенной дозы в этих местах.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ОРБИТЫ КА ПРИ РАДИОЛОКАЦИОННОМ ЗОНДИРОВАНИИ ПО ТЕХНОЛОГИИ РСА И КООРДИНАТНАЯ ПРИВЯЗКА ЕГО РЕЗУЛЬТАТОВ

А.Е. Евграфов, В.Г. Польш

ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина»

polvad@laspace.ru

В настоящее время системы дистанционного наблюдения Земли из космоса широко используют так называемую технологию радиолокационного синтеза апертуры (РСА). Она позволяет получить радиолокационное изображение (РЛИ) поверхности Земли, с разрешением, конкурирующим с оптическим. Такое изображение может использоваться для решения различных топографических и геодезических задач, возникающих при съемке местности. В последнем случае элементы разрешения РЛИ должны иметь достаточно точную привязку к единой системе координат, в которой описывается наблюдаемая поверхность и движение РЛС. Однако для этого требуется информация как о кинематике фактического относительного движения носителя РЛС, так и о радиотехнических методиках специальной обработки радиотехнических сигналов в едином системном алгоритмическом комплексе.

Одной из составляющих этого комплекса является выбор и построение системы координат, в которой производится привязка элементов РЛИ, формируемых в результате длительного приема отраженного сигнала и последующего сжатия алгоритмами синтеза. Эффективность использования полученного РЛИ определяются точностью и удобством реализации системы координат, в которой привязывается полученное изображение. Анализ процесса формирования РЛИ высокого разрешения в условиях космического наблюдения показывает необходимость описания движения носителя кос-

мической РЛС, выходящего за рамки обычно используемой в литературе по РСА кеплеровой орбиты и детального исследования точной траектории полета КА. Результаты такого исследования и представляются в предлагаемом сообщении.

Рассматривается система координат, определяющая положение текущего элемента разрешения РЛИ на поверхности Земли, адекватная принципам обработки сигналов по технологии РСА и опирающаяся на навигационно-баллистическое обеспечение полета КА. Показано, что она полностью определяется двумя элементами движения, которыми являются вектора текущих координат и скорости центра масс КА. Вследствие естественных возмущающих факторов пассивного полета КА, так и возможной активной коррекции его траектории эти элементы непостоянны во времени и подвержены колебаниям. Даются оценки пределам этих колебаний, связанные с ними изменения определяемых координат элемента разрешения РЛИ и обсуждаются вытекающие из этого следствия. Делается рекомендация о минимизации этих колебаний и желательности приближения реальной орбиты КА к идеально круговой, оцениваются потенциальные пределы возможного приближения к ней при пассивном полете КА. Обсуждаются пути практического получения оптимальной орбиты.

НОВОЕ УСТРОЙСТВО ДЛЯ ИНИЦИИРОВАНИЯ РАЗДЕЛЕНИЯ КА И РН

В.В. Ефанов, В.В. Горюцов

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Vladimir_efanov@laspace.ru

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).

Одним из важных компонентов КСС являются агрегаты и устройства бортовой пировавтоматики, которая в силу обладания очень большой удельной мощностью и быстродействием, малыми габаритами и массами не имеет конкурирующих конструкций на других принципах действия.

До середины 70-х годов 20-го века в конструкции агрегатов пировавтоматики 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 $\sim 2...5$ тонн, в плоскости разделения которых с ПХО РН действуют значительные силы $\sim 50...120$ тонн, которые обычно распределяют на несколько замков – $8...12$ штук.

В этом случае возникает проблема надежного их инициирования, а также одновременность их задействия.

Если использовать замки с индивидуальными эл. детонаторами, то требуется $8...12$ эл. 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 инициирования замков с помощью не разрушаемых трансляторов детонации (транеров) количество ЭД можно свести всего к двум, т.е. резко упрощается кабельная сеть, система подачи команд – т.е. 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.

В настоящее время трансляторы этой конструкции широко применяются в автоматических космических аппаратах разработки «НПО им. С.А. Лавочкина».

РАЗВИТИЕ ДЕТОНАЦИОННЫХ СИСТЕМ РАЗДЕЛЕНИЯ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В.В. Ефанов, В.В. Горовцов
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Vladimir_efanov@laspace.ru

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 т.к. 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 ~ 50 лет были наиболее распространёнными точечными средствами разделения.

К недостаткам пирозамков, выполненных на основе шарикового запорного устройства или с вкладышами-сухарями, следует отнести их относительную сложность и многодельность.

Разрывные болты с использованием бризантных кристаллических взрывчатых веществ имеют очень простую конструкцию, но обладают суще-

ственным недостатком – выбросом в окружающую среду осколков и продуктов взрыва.

Первыми детонационными системами разделения, созданные 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 4 основных деталей: корпуса из титанового сплава, поршня, обеспечивающего разрыв «шейки» штока, связывающего разделяемые части КА, рабочего заряда, экструдированного в корпус и инициирующего устройства (эл. детонатор).

Детонационный замок обладает меньшей массой, более высокой надежностью по сравнению с пирозамками.

Детонационные замки можно встраивать в кольцевую систему инициирования с использованием всего 2-х эл. 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 «чистый» стык.

В НПО им. С.А. Лавочкина разработан целый ряд детонационных замков с усилием разрушения 3; 5,5; 11; 17 тонн соответственно, прошедших летные испытания с положительными результатами.

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ СПУСКА ПОСАДОЧНОГО АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АЛГОРИТМА ПЕРЕНАЦЕЛИВАНИЯ

А.С. Иванов

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Одной из главных задач для решения проблемы выбора архитектуры и разработки алгоритма работы активной системы безопасной посадки на Луну, является создание математической модели спуска ПА на поверхность Луны с использованием алгоритма перенацеливания для обеспечения посадки на безопасный участок рельефа.

В разработанной математической модели, начальной точкой моделирования процесса спуска ПА на поверхность Луны является момент окончания основного торможения, в результате которого, ПА сходит с предпоса-

дочной орбиты искусственного спутника Луны и достигает нулевой горизонтальной скорости. Далее, процесс спуска разделяется на 5 этапов.

На первом этапе снижения происходит вертикализация посадочного аппарата (ПА) и дальнейший спуск с постоянной скоростью с одновременной идентификацией опасных уклонов рельефа подстилающей поверхности посредством потенциального измерителя. После выдачи информации об уклонах подстилающей поверхности измерителем, осуществляется боковой маневр к безопасному участку рельефа.

На втором этапе снижения происходит значительное снижение вертикальной скорости, посредством включения и работы центрального корректирующего тормозного двигателя (КТД).

На третьем этапе продолжается спуск с постоянной скоростью с одновременной идентификацией опасных элементов микрорельефа (камней и микрократеров) посредством потенциального измерителя. После выдачи информации о микрорельефе, проводится второй боковой маневр к безопасному участку рельефа.

На четвертом этапе снижения происходит повторное значительное снижение вертикальной скорости за счет включения и работы центрального КТД.

На пятом этапе снижения, обеспечивается требуемая горизонтальная и вертикальная скорости в точке посадки за счет работы пары двигателей мягкой посадки (ДМП).

Одним из наиболее перспективных путей развития разработанной математической модели видится изменения алгоритма управления скоростью по горизонтальному каналу на первом и третьем этапах спуска, который в данный момент времени является пассивным и зависит от алгоритма управления вертикальной скоростью. Контроль и изменение вертикальной скорости снижения на всех этапах, осуществляется за счет управления работой ДМП, в то время как изменение горизонтальной скорости осуществляется лишь за счет изменения угла отклонения центральной оси ПА относительно гравитационной вертикали.

Кроме того, немаловажным фактором является использование достоверной модели ошибок измерений параметров движения, которая в настоящий момент представляет собой комбинацию абсолютной и относительной погрешности измерений.

**ОСОБЕННОСТИ РАЗРАБОТКИ КОМБИНИРОВАННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ
УСТАНОВКИ И СХЕМЫ ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА****«ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД»****И.В. Платов, А.В. Симонов****ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»**

В физике Солнца и солнечно-земной физике остаётся нерешённым целый ряд проблем, таких как нагрев солнечной короны и ускорение солнечного ветра, триггерные механизмы наиболее мощных проявлений солнечной активности – вспышек и выбросов массы, механизмы генерации и распространения энергичных частиц на Солнце и в гелиосфере, механизм солнечно-динамо и 11-летнего солнечного цикла, и др. Все эти и многие другие нерешённые вопросы гелиофизики представляют общий астрофизический интерес, так как аналогичные процессы проходят на далёких звёздах, а их детальное изучение возможно только на ближайшей к нам звезде – Солнце. Практический интерес изучаемых проблем связан с воздействием Солнца на Землю и влиянием факторов космической погоды на различные сферы человеческой деятельности на Земле и в космосе.

Доклад посвящён особенностям разработки перспективного российского космического аппарата (КА) «Интергелио-Зонд», на котором в качестве маршевой используется электроракетная двигательная установка (ЭРДУ). Он должен исследовать околосолнечное пространство с близких расстояний (60–70 радиусов Солнца) и внеэклиптических наклонений. Проект должен быть разработан, исходя из запуска космического аппарата с космодрома Байконур при помощи ракеты-носителя «Союз-2» и разгонного блока «Фрегат». При разработке схемы полёта предполагается, что через 5 лет аппарат должен выйти на орбиту с максимальным наклоном. Его траектория формируется с помощью гравитационных маневров у Земли и Венеры. Задачей первого этапа схемы полёта является максимизация асимптотической скорости подлёта к Венере. Он условно назван «эклиптическим», так как траектория КА располагается практически в плоскости эклиптики. На втором, «внеэклиптическом», этапе наклонение орбиты увеличивается за счёт гравитационных маневров у Венеры, причём для осуществления последующей встречи орбита космического аппарата должна быть в т.н. «резонансе» с орбитой Венеры, т.е. периоды их орбит должны относиться как целочисленные дроби вида $1/1$, $2/3$, $3/4$ и т.д. Для минимизации длительности формирования рабочей орбиты необходимо использовать орбитальные резонансы малого порядка.

В докладе рассмотрены три варианта оснащения КА «Интергелио-Зонд» двигательными установками: один вариант с «химической» ДУ и два варианта с ЭРДУ на базе RIT-22 и СПД-140Д. Приведены описания этих вариантов конструкции. В соответствии с ними разработаны схемы полёта, позволяющие доставить КА за время активного существования на гелиоцентрическую

орбиту с требуемыми параметрами. Представлены основные характеристики траекторий.

Комбинированная ДУ позволяет реализовать разработанную траекторию, при этом обеспечить штатную работу целевой аппаратуры, осуществляя коррекции, ориентации и стабилизации на однокомпонентной ДУ. Представленная схема комбинированной ДУ с применением двигателей, производства ОКБ «Факел», позволяет достичь заданных параметров орбиты вокруг Солнца и провести комплекс экспериментов в течение заданного срока активного существования КА «Интергелио-Зонд».

Секция 19

Производство конструкций ракетно-космической техники**ТЕХНОЛОГИИ МАШИННОГО РАСКРОЯ И СШИВКИ МНОГОСЛОЙНЫХ СТЕКЛОКАРКАСНЫХ ПОЛОТЕН ДЛЯ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ**

В.А. Романенков, Л.Н. Кузнецова, Е.Н. Мамьянова, М.Р. Гуськова
ЗАО «ЗЭМ» РКК Энергия»

Vladimir.Romanenkov@rsce.ru

Технология производства тепловой защиты возвращаемых космических кораблей предусматривает выполнение работ по раскраиванию и сшивке стеклокаркасных заготовок стеклянными нитями.

Заготовки состоят из разнотолщинных стеклянных полотен определенной формы и размеров, которые раскраиваются и соединяются по заданным схемам.

Сложность формы и большие габариты изделий определяют значительный объем и высокую трудоемкость работ по раскраиванию и сшивке заготовок.

Традиционный способ ручного раскроя полотен с помощью ножей и ножниц требует приложения больших физических усилий в связи с высокой твердостью волокон и многослойностью тканей, является небезопасным для персонала, ведет к быстрому затуплению и износу режущего инструмента.

Разработанные технологии механизированного раскроя и сшивки позволяют заменить ручной труд машинным и обеспечить высокое качество и точность выполнения работ.

В процессе экспериментальной отработки технологии выбран принцип машинного резания ножом в виде бесконечной ленты шириной 12 мм, толщиной 0,6 мм, определен оптимальный угол заточки режущей кромки ножа, составляющий около 30°, определена оптимальная скорость стальной ленты: для полотен из кремнеземного стекловолокна – 16 м/мин, для полотен из кремнеземно-капронового стекловолокна – 18 м/мин. Технология обеспечивает разрезку полотен толщиной до 16 мм без нарушения структуры материала по кромке заготовки.

Технологии раскроя позволила снизить трудоемкость в 4 раза, сократить длительность раскраивания комплекта деталей в 5 раз, повысить точность раскраиваемых заготовок и снизить расход материала на 10 %.

Разработанная технология машинной шивки заготовок обеспечивает возможность точного, надежного соединения заготовок до 16 сложений с обеспечением требуемых усилий натяжения нити и точности размеров шага и длины стежка в каждом шве без обрыва нитей. В процессе экспериментальной отработки выбрано специальное швейное оборудование сверхтяжелого класса с колеблющимся челноком, с вылетом рукава 430 мм. Шивка осуществляется специальными иглами с канавками для стабилизации движения нити в игольном ушке (диаметры игл: 1,8, 1,0 мм; длины: 60 мм, 42 мм в зависимости от толщины полотен). Проведенные эксперименты с различными стеклянными нитями показывают, что наилучшие результаты по качеству шва и прочности шивки заготовок достигаются с использованием крученых комплексных нитей.

ЗАВИСИМОСТЬ УТОНЕНИЯ ДЕТАЛИ ПРИ ПНЕВМОТЕРМИЧЕСКОЙ ФОРМОВКЕ ОТ СООТНОШЕНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ

А.В. Гончаров, М.В. Ковалевич
МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского

goncharov_alexei@mail.ru

Пневмотермическая формовка (ПТФ) – процесс формообразования детали давлением газа при оптимальных температурно-скоростных условиях деформации. ПТФ является перспективным технологическим процессом листовой штамповки, позволяющим изготавливать детали сложной формы с высокой точностью за один штамповый переход. Ограничивающим фактором и главным недостатком ПТФ является значительное утонение материала заготовки, приводящее в большинстве случаев к ее разрушению. При оптимальной температуре для одной марки материала утонение зависит от соотношения геометрических параметров. В первую очередь относительной высоты детали и радиусов. Расчет аналитическими методами распределения толщины для деталей сложной формы не представляется возможным.

Перспективной представляется работа по получению и анализу статистических данных о возможностях процесса ПТФ для деталей типовой формы (детали коробчатой формы, цилиндрические и др.). Анализ ведется на основе классификации типовых форм деталей с выделением изменяемых параметров (длины ребер, радиусы, наличие наклона поверхностей и т.п.). Исследуется зависимость максимального утонения заготовки в зависимости от формы детали и соотношения геометрических параметров. Процесс моделируется в специальном программном комплексе PAM STAMP 2G. Для проверки адекватности моделирования проводится выборочная экспериментальная проверка.

Например, при формовке детали коробчатой формы из листовой заготовки титанового сплава BT20 толщиной 1 мм для соотношения ширины детали к длине равного 2 и глубины формовки к ширине равного 1 получаем утонение 75 %. Максимальное утонение деталь коробчатой формы получает в углах у основания.

На основе уже полученных расчетных данных построены диаграммы зависимости минимальной толщины детали на рассматриваемых участках к исходной от относительной глубины с учетом отношения длины к ширине коробчатой детали. Эти диаграммы позволяют определить изменение утонения при переходе от одних соотношений геометрических параметров к другим, предельное и оптимальное соотношение геометрических параметров для одного типа детали и марки материала.

Проанализировав построенные диаграммы, предлагается разработать рекомендации для конструкторов и технологов, которые упростят проектирование деталей, имеющих оптимальные массовые характеристики.

ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ НЕОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ЛИСТА МЕТОДОМ ПОСЛОЙНОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ

А. С. Чумадин, Д. А. Батурин
МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского
baturinda@mati.ru

Проблема изготовления из листового полуфабриката деталей сложной формы в условиях единичного и мелкосерийного производства весьма актуальна. Это связано с наличием большого числа ручных и доводочных операций, что ведет к высокой трудоемкости изготовления деталей. Механизация и, особенно, автоматизация таких процессов до последнего времени представляла собой сложную задачу.

Появление технологии послойного деформирования (с англ. *incremental sheet forming*) может решить эту проблему в мелкосерийном производстве сложных, в том числе и не осесимметричных деталей за счет высокой гибкости и точности оборудования с числовым программным управлением (ЧПУ).

В работе исследовался метод послойного деформирования деталей типа «днище» и «пирамида» из алюминиевых сплавов АМцМ, АМгбМ и меди М1. Процесс по ряду параметров имеет сходство с процессом ротационной вытяжки. Отличием является то, что деталь остается обычно неподвижной относительно инструмента, а процесс деформирования заготовки осуществляется за счет движения давящего инструмента (давяльника) по координатам из управляющей программы, описывающей контур получаемой детали, послойно углубляясь с каждым проходом. Исследования показали, что имеется возможность совмещения операций обработки резанием с методом

последующего деформирования. Это может повысить точность детали и значительно снизить трудоемкость ее изготовления.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОМЕЖУТОЧНОЙ ФОРМЫ ДЕТАЛИ В ПРОИЗВОДСТВЕ КРУТОИЗОГНУТЫХ ПОЛУПАТРУБКОВ

Е.С. Шемонаева

МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского

shemonaevaes@mati.ru

Известно, что при изготовлении крутоизогнутых полупатрубок из листовых заготовок формовкой универсальными средами, форма промежуточной торообразной детали отличается от формы, образованной дугой окружности. Определение формы промежуточной детали является важным фактором при расчете процесса формовки с учетом трения, а также при расчетах величины отклонения геометрии детали от рабочего контура матрицы после снятия нагрузки.

В связи с этим, в работе проводятся теоретические исследования по определению промежуточной формы торообразной детали до момента ее полного соприкосновения с матрицей. Определяется влияние законов упрочнения материала на промежуточную форму детали и влияние величины утяжки фланца в полость матрицы.

В теоретическом плане задача решена численно путем совместного решения уравнения равновесия, условия пластичности, уравнения связи напряжений и деформаций, условия постоянства объема, выражений для расчета интенсивности деформаций и напряжений. Для определения промежуточной формы детали решение уравнений осуществлялось совместно с уравнением Лапласа. Теоретические расчеты осуществлялись итерациями до требуемого подбора значений величин окружного и меридионального радиусов, обеспечивающих постоянство деформирующей нагрузки вдоль образующей заготовки от одного расчетного элемента к другому.

В результате проведенных теоретических расчетов установлено, что характер отклонения промежуточной формы торообразной детали различен для деформационного и скоростного упрочнения материала заготовки. Величина отклонения промежуточной формы от формы, образованной дугой окружности отличается на 5-10% по высоте детали.

Для подтверждения теоретических расчетов проведены экспериментальные исследования. Установлено, что погрешность разработанной математической модели не превышает 15%.

**ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОВ УЛЬТРАСТРУЙНОЙ ОБРАБОТКИ МАТЕРИАЛОВ
ИЗДЕЛИЙ РКТ МЕТОДОМ АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ***М.В. Хафизов**МГТУ имени Н.Э. Баумана*m-khafizov@mail.ru

Динамика развития ультразвуковой обработки материалов превращает её в инструмент для решения технологических задач в современном машиностроении. Появляются новые методы и подходы, рационализаторские предложения и внедрение разнообразных инноваций. Примерами таких новых технологий являются водо-ледяная резка, ультразвуковая диагностика, ультразвуковое суспензирование, гидрорезание с вибрациями и др. Это сопровождается ростом числа публикаций по данной тематике - статей, патентов, диссертаций. Однако существующего научно-методического обеспечения недостаточно для оперативного выбора рациональных технологических режимов, которые обеспечат наибольшую производительность и повышение технико-экономической эффективности инновационных гидротехнологий. Это особенно актуально в случае обработки новых материалов.

В этих условиях значительные перспективы открывает опыт использования метода акустической эмиссии (АЭ), положительно зарекомендовавшего себя в качестве информационно-диагностического средства для структурообразующих и формообразующих операций резания, ультразвуковой и лазерной обработки. Экспериментально установлено, что мощность АЭ отражает характер изменения производительности гидрорезания, в частности для различных углов взаимодействия ультразвука с поверхностью материала, а также различных значений расстояния от среза фокусирующего сопла до обрабатываемой поверхности. Сделаны выводы об упрощении выбора рациональных режимов обработки, в особенности для новых материалов, при использовании метода АЭ.

Установлено влияние спреобразования на интенсивность акустического излучения, пропорционально увеличивающегося с ростом расстояния от среза фокусирующего сопла до поверхности образца. Показана необходимость дальнейших исследований по уточнению влияния спрея ультразвука на мощность акустического излучения в целях повышения точности определения оптимальных режимов ультразвуковой обработки.

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ СБОРКИ ИЗДЕЛИЙ РКТ НА ОСНОВЕ
ОРИЕНТИРОВАННЫХ ГИПЕРГРАФОВ ОГРАНИЧЕНИЙ С УЧЕТОМ
ГРУЗООБОРОТА ПРОИЗВОДСТВЕННОГО УЧАСТКА**

В.А.Тарасов, П.В. Круглов, И.А. Болотина

МГТУ им. Н.Э. Баумана

kruglov@sm.bmstu.ru

Одной из проблем при проектировании сборочных технологических процессов изделий ракетно-космической техники (РКТ) 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. Так, для узла или изделия с числом деталей $n=15$ число вариантов составит $n!=1,3 \cdot 10^{12}$, что делает невозможным машинный анализ и выбор рационального варианта.

В предыдущих работах авторов предложена методика генерации вариантов технологических процессов сборки на основе ориентированных гиперграфов ограничений. В ее основе положено использование гиперграфов для описания ограничений разного характера (конструктивного, технологического), не позволяющих выполнить совместную сборку пары деталей. Формулируя ограничения, удастся существенно сократить число рассматриваемых вариантов сборки. Так, для конструктивно простого кумулятивного заряда с числом деталей 7, на основе формирования 16 конструктивных ограничений предложено только 64 варианта сборки вместо более пяти тысяч возможных вариантов. Следующей задачей становится проблема выбора варианта сборки.

Для выбора варианта сборочной технологии можно использовать различные критерии - трудоемкость, возможность выполнения параллельной сборки отдельных узлов, что актуально для серийного производства. В данной работе предлагается в качестве критерия использовать грузооборот по участку, учитывающий вес деталей и перемещение собираемого изделия вдоль производственной линии в условиях серийного производства. Из множества вариантов сборочной технологии выбирается та, которая обеспечивает минимальный грузооборот по участку. В созданной математической модели сборочной технологии в качестве допущения принято, что деталь подается на сборочную линию в том месте, где выполняется сборка или монтаж этой детали согласно технологическому процессу. Таким образом вес изделия увеличивается от одного рабочего места к другому и скорость набора веса собираемого изделия будет разной для различных вариантов технологии сборки.

В модели учитываются масса деталей, расстояния между рабочими местами, протяженность сборочного рабочего места и участка. Для конкретного летательного аппарата рассчитаны варианты технологии сборки на основе гиперграфов ограничений, обеспечивающие возможность выполнения сборки. Для этих вариантов технологии рассчитаны величины грузооборотов по участку и предложен вариант технологии сборки, обеспечивающий минимальный грузооборот. Данная модель может быть дополнена другими критериями выбора варианта сборки изделий РКТ.

НАСТРОЙКА РАСЧЁТНОЙ ТОЧКИ ИНСТРУМЕНТА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВЫСОКОЙ ВЕРОЯТНОСТИ ВЫХОДА ПРИНЯТОЙ ПРОДУКЦИИ

Л.А. Кашуба, А.А. Волков, Е.Е. Шевченко

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, РКК «Энергия», МГТУ им. Н.Э. Баумана

leonid-ak@mail.ru, volkov1811@gmail.com, greedosama@mail.ru

Существенной проблемой проектирования программ обработки деталей и эксплуатации станков с ЧПУ является обеспечение точности деталей, выхода высокой вероятности принятой продукции, сохранения материальных ресурсов, энергии, труда и времени при производстве высокоточных деталей современного производства.

Преодолевая начальный этап обеспечения точности изготовления деталей на станках с ЧПУ, было принято приемлемое решение строить программу расчёта траекторий расчётных точек инструментов для обработки поверхностей детали не по номинальной геометрии детали, а от середины поля допуска на геометрию наружных обводов детали.

Для дальнейшего совершенствования и повышения точности обработки потребовались уточнения представления о следующих проблемах:

- обеспечения адекватной оценки реальной геометрии детали для оценки точности станочного оборудования (станков и обрабатывающих центров с ЧПУ, измерительных систем и т. п.), используемых для обработки и контроля геометрии деталей;
- правил и методов настройки расчётных точек инструментов для обеспечения высокой вероятности выхода принимаемой продукции.

Первая проблема решалась после того, как появились станки с ЧПУ, оснащённые встроенными высокоточными 3D системами контроля геометрии изготавливаемой детали. Потребовалась система адекватной обработки «облаков» измеренных точек обработанных поверхностей детали в процессе обработки и приёмки готовой продукции. Нужно было не только оценить точность формирования геометрических параметров детали после обработки, но и оценить закон погрешности однократного измерения для управления точностью приёмки. Последнее решалось за счёт использования про-

граммируемых контроллеров в канале измерения геометрического параметра детали и сохранения в их памяти результатов градуировки средств измерения.

Вторая проблема решалась для случая, когда доверительный интервал рассеяния геометрического параметра обработанной детали был больше, чем поле допуска и при настройке на середину поля допуска возникала вероятность брака исправимого и неисправимого. В этом случае было необходимо сместить настройку расчётной точки инструмента в сторону исключения неисправимого брака в составе партии деталей, изготавливаемых по одной технологии в одних и тех же СТО.

Для оценки величины смещения настройки рабочих точек инструментов обрабатывающих центров с ЧПУ, формирующих окончательную геометрию деталей, было разработано программное обеспечение, позволяющее при проектировании обработки деталей ограничить вероятность появления неисправимого брака заданной величиной, а вероятность исправимого снизить за счёт повторения цикла чистовой обработки детали.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОТКЛОНЕНИЙ ВЕЛИЧИНЫ, ФОРМЫ И ВЗАИМНОГО РАСПОЛОЖЕНИЯ РЕАЛЬНЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ДЕТАЛИ ПО ДАННЫМ ИЗМЕРЕНИЯ КООРДИНАТНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫМИ МАШИНАМИ

Л.А. Кашуба, Е.А. Проходцев

МГТУ им. Н.Э. Баумана

leonid-ak@mail.ru, e.prokhodtsev@gmail.com

Реальную геометрию детали получают после изготовления из заготовок по выбранному технологическому процессу на выбранном оборудовании с помощью выбранных средств технологического оснащения (СТО): инструментов, приспособлений, оборудования. Таким образом, реальная геометрия является следствием технологии и СТО, что и должно учитываться при проектировании облика детали. Выбранными средствами измерения в системе координат системы измерения определяют реальную геометрию детали в системе координат системы измерения.

Отличие реальной геометрии поверхностей детали от номинальной геометрии состоит в отклонении формы, величины и расположения реальных поверхностей детали от формы, величины и расположения номинальных поверхностей.

Математическая модель определения отличия отклонений величины, расположения и формы реального элемента, полученного в системе координат системы измерения от номинальной геометрии геометрических элементов, представленных в системе координат проекта, зависит от выбора базового отсчётного элемента (линии или поверхности).

Базовыми отсчётными элементами в системе координат проекта для определения отклонений реального геометрического элемента от номинального являются:

- для отклонения формы – форма номинального геометрического элемента (поверхности, линии),
- для отклонения расположения – номинальное расположение собственной системы координат номинального геометрического элемента.

В существующих международном и отечественном стандартах в качестве базовых отсчётных элементов используют прилегающие элементы, не обеспечивающие определения отклонения формы реальных элементов от номинальных элементов и однозначности определения расположения номинальных элементов в системе координат системы измерения среди измененных точек реальных элементов. Отклонение расположения прилегающих элементов никак не связано с формированием собственной системы координат реальных элементов и носит произвольный характер. Тем не менее, вся существующая нормативная база для определения отклонений формы и расположения построена на прилегающих элементах.

Адекватную и однозначную оценку отклонения величины реальной поверхности осуществляют с помощью ортогональных отсчётных элементов (поверхностей), имеющих форму номинальных и масштабированных относительно начала собственной системы координат номинальных элементов, расположенных среди точек реальных элементов по условию, характерному для средних элементов. Отклонение формы определяют по расстоянию точек реального элемента по отношению к номинальному геометрическому элементу. Достоинством ортогональных элементов является однозначное определение положения собственной системы координат реального элемента в системе координат системы измерения, не совпадающего с собственной системой координат номинального элемента (поверхности). Эквидистанта к наибольшему отклонению точек реального элемента от масштабируемого ортогонального отсчётного элемента, которой соответствует максимум материала детали можно назвать эквивалентным элементом, или эквивалентом похожим на прилегающий элемент, но определённым по другим правилам. Именно эквиваленты определяют реальные границы деталей.

Погрешность реальных геометрических элементов (отклонения величины, формы, расположения) в системе координат системы измерения с сохранением формы номинальных элементов вычисляется по координатам точек реальных поверхностей при оптимизации семи независимых величин:

- масштаба номинальной величины элемента, обеспечивающего определение отклонения величины реального элемента от номинального и отклонение формы реального элемента, обусловленное шероховатостью и волнистостью,

– три смещения и два угла поворота системы координат реального элемента в системе координат базы, одинаковой для реальной и номинальной геометрии элемента.

Определение всего состава отклонений величины, формы и расположения эквивалентов реальных элементов от номинальных поверхностей в облаке измеренных точек осуществлено с помощью программного пакета MatLab. Для нахождения оптимального положения использовались как встроенные функции программного пакета, так и специализированные средства пакета оптимизации OptimizationToolbox.

ОЦЕНКА КАЧЕСТВА ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ПОКРЫТИЙ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

А.Л. Галиновский, М.И. Абашин, А.С. Проваторов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

galcomputer@mail.ru, abashin@bmstu.ru, sanru41@rambler.ru

Наноструктурированные покрытия (НП), благодаря комплексу своих свойств, имеют большое значение в современном машиностроительном производстве.

Для этапа технологической подготовки производства изделий с НП важно получение информации об их эксплуатационных параметрах, в особенности, стойкости покрытий к динамическим воздействиям, в свою очередь, существующие методы оценки свойств НП не позволяют в полной мере получить информацию по столь важному для ракетной техники параметру, как стойкость в условиях высокоэнергетического нагружения.

В МГТУ им. Н.Э. Баумана был предложен метод ультразвуковой диагностики (УСД) поверхностного слоя материалов, который был использован для решения задач оценки качества, эксплуатационных свойств и остаточного ресурса НП. В особенности этот метод может быть эффективным для диагностики тех разновидностей НП, которые применяются в изделиях, предназначенных для работы в условиях воздействия жидкостного и абразивно-жидкостного потока. К таким изделиям относятся лопатки турбин, крыльчатки насосов, элементы пневмогидросистемы и др.

Как показали экспериментальные исследования, метод УСД можно использовать не только взамен существующих, но и для имитации высокоэнергетического нагружения, например, высокоскоростного удара.

Таким образом, УСД НП позволяет:

- определять ресурс НП на деталях до момента начала необратимых процессов нарушения адгезионных свойств;
- проводить сравнительную оценку твердости подложки;

- варьируя скорость подачи ультразвуку и ее скорость подбирать необходимый режим УСД НП с различными физико-механическими параметрами и толщинами;
- создавать динамические нестационарные воздействия на поверхность образцов, имитируя реальные условия эксплуатации, прежде всего, воздействие жидкостного, гидроабразивного, кавитационного и других потоков.

АНАЛИЗ ФИЗИЧЕСКИХ ОСОБЕННОСТЕЙ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ МИКРОМЕТЕОРОИДОВ С ЭЛЕМЕНТАМИ ПРОТИВОМЕТЕОРИТНОЙ ЭКРАННОЙ ЗАЩИТЫ НА ОСНОВЕ РЕАКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Д.Д. Анисимов, В.И. Колпаков

МГТУ им. Н.Э. Баумана

9440679@gmail.com

Одним из возможных направлений противодействия высокоскоростным частицам космической среды является использование защитных экранов (щитов Уиппла), вынесенных на некоторое удаление от космического аппарата с использованием реакционных материалов. В настоящей работе предложена физико-математическая модель и результаты сравнительных расчетов функционирования экранной защиты космического аппарата на основе материалов разной реакционной способности с микрометеороидами массой 0,4 г в диапазоне скоростей 2...9 км/с.

Моделирование выполнено в двумерной осесимметричной постановке с использованием программного комплекса Autodyn. Выявлены физические аспекты рассматриваемого ударного явления, преимущества и недостатки подобных конструкций по отношению к конструкциям на основе инертных материалов в рассмотренном диапазоне скоростей.

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ КОНСТРУКЦИИ ПРОТИВОМЕТЕОРИТНОЙ ЗАЩИТЫ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

А.А. Сысоев, В.И. Колпаков

МГТУ им. Н.Э. Баумана

arsololo@yandex.ru, Kolpakov54@mail.ru

Каждый космический аппарат, находящийся на околоземной орбите несколько дней подвергается высокоскоростному ударному взаимодействию метеороидных частиц и частиц космического мусора (от разрушенных космических аппаратов и ступеней ракет-носителей), что может привести к повреждению жизненно важных систем аппарата. Международная космическая станция (МКС) является самым крупным искусственным объектом,

предназначенным для функционирования на низкой околоземной орбите в течение многих лет, поэтому для ней реальна опасность воздействия микрометеороидов и высокоскоростных частиц космического мусора. Для обеспечения безопасности работы экипажей МКС обитаемые модули должны быть защищены от таких взаимодействий. С этой целью можно использовать так называемую «экранную защиту», предложенную Уипплом (W. E. Whipple) ещё в 1947 году.

Представлены результаты математического моделирования взаимодействия высокоскоростных (3 ... 9 км/с) микрометеоритов среднего диаметра 6,4 мм с противометеороидной защитой сетчатого типа. Моделирование выполнено в трехмерной осесимметричной постановке с использованием программного комплекса Autodyn. Рассмотрены аспекты повышающие эффективность данного типа защиты и пути снижения массы конструкции. Приведено сравнение защиты сетчатого типа с противометеороидной защитой с использованием реакционных материалов. Рассмотрена конструктивная реализация защиты данного типа.

ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ КОМПАКТНЫХ И УДЛИНЕННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ИЗ ТЯЖЕЛЫХ СПЛАВОВ

И.И. Бандурин, В.И. Колпаков

МГТУ им. Н.Э. Баумана

ibandurin@yandex.ru, Kolpakov54@mail.ru

Работа посвящена обоснованию конструктивно-технологических решений, обеспечивающих взрывное формирование высокоскоростных компактных и удлиненных поражающих элементов массой 0,4 ... 0,5 кг, выполненных из тантала и его сплавов и движущихся со скоростью не менее 2,0 км/с. Для этого были разработаны две конструктивные схемы снарядоформирующего заряда, которые обеспечивают требуемые режимы формирования элементов обоих типов. При этом в первой схеме использовался плосковолновой генератор, обеспечивающий формирование компактного поражающего элемента плоской и сходящейся детонационными волнами. Вторая схема основана на одноточечном инициировании взрывчатого вещества.

Путем математического моделирования с использованием численных методов механики сплошной среды определены рациональные конструктивно-технологические параметры зарядов обоих типов, обеспечивающие формирование как компактного, так и удлиненного поражающих элементов. При этом показаны определенные преимущества в плане эффективности действия конструктивной схемы, формирующей удлиненный элемент, по отношению к альтернативной схеме снарядоформирующего заряда. Помимо этого, выработаны требования к физико-механическим характеристикам тан-

талового сплава и разработана технология изготовления облицовок обоих типов путем штамповки эластичным инструментом.

РАСЧЕТ СИЛОВОГО НАГРУЖЕНИЯ РЕЖУЩЕГО ИНСТРУМЕНТА ПРИ СВЕРХВЫСОКИХ СКОРОСТЯХ РЕЗАНИЯ

С.С. Корнеев, В.М. Корнеева

МГТУ им. Н.Э. Баумана

corneev.sergei2014@yandex.ru

Разработана математическая модель расчета силовых нагрузок, действующих на режущий инструмент при обработке со сверхвысокими скоростями. Для расчета силы, действующей на передней поверхности, использована модель процесса стружкообразования при обработке со сверхвысокими скоростями, в которой учтено влияние высоких скоростей деформации, степени деформации и температуры, сопровождающих процесс сверхскоростного резания, на сопротивление пластической деформации в зонах первичной и вторичной деформаций.

Рассмотрены две расчетные схемы, отличные друг от друга формой начальной границы стружкообразования, что связано с изменением роли изгиба в процессе формирования стружки в зависимости от условий обработки, свойств обрабатываемого материала (в частности, напряжения пластического течения), изменения коэффициента утолщения стружки, переднего угла режущего инструмента, с учетом температурного фактора: при наличии оплавления, когда механические свойства обрабатываемого материала соответствуют механическим свойствам расплава, и при отсутствии оплавления, когда эти свойства остаются без изменения.

Силы, действующие на задней поверхности, по величине значительно меньше сил, действующих на передней поверхности. Поэтому при определении силы резания можно рекомендовать не учитывать их влияние.

В тоже время при обработке резанием со сверхвысокими скоростями необходимо учитывать влияние силы инерции, источником которой является изменение количества движения системы, которая может составлять 90 % от усилия резания.

Сравнение значений сил резания, полученных в экспериментальных исследованиях, с расчетными значениями показало удовлетворительную их сходимость. Это подтверждает правильность и приемлемость разработанной математической модели и модели процесса стружкообразования.

**ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ ИНДЕНТОРА И СКОРОСТИ ЕГО ВНЕДРЕНИЯ НА
ПРОЧНОСТЬ СОЕДИНЕНИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ**

Ю.З. Болотин, Т.В. Васильева, Е.В. Василенко

МГТУ им. Н.Э. Баумана

vtv64@mail.ru, ekaterina_vasilenko_1989@mail.ru

В настоящее время одним из видов материалов, используемых в производстве ракетно–космической техники (РКТ) являются волокнистые композиционные материалы (ВКМ).

Известно, что более прочные соединения в композиционных материалах (КМ) получаются не при использовании традиционного метода – сверления, а при прокалывании неотвержденного КМ (или препрега) с последующим отверждением полученных отверстий.

Данная работа посвящена исследованию зависимости прочности соединений в изделиях РКТ от формы индентора (инструмента для получения отверстий) и скорости его внедрения в ВКМ.

Эксперименты были проведены на образцах из ВКМ (препрег: наполнитель - лента ЭЛУР-0.08ПА ГОСТ 28006-88, связующее - ЭНФБ ТУ 1-596-36-2005 (концентрация 51 %), инденторами различной конфигурации диаметром 4 мм. Структура волокон образцов после прокола (получения отверстия) рассматривалась на металлографическом микроскопе x500 и сравнивалась с уже опубликованными данными. Последующие испытания образцов, с проколотыми отверстиями, на удельную прочность материала выполнялись на разрывной машине FP-100 и выявили оптимальную форму индентора. На данной форме инструмента были проведены испытания с различными скоростями внедрения индентора в образцы. На основании экспериментов выявлена оптимальная скорость для получения отверстий с требуемыми характеристиками и даны соответствующие рекомендации.

**ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ
ВЫСОКОРЕСУРСНЫХ СОЕДИНЕНИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ,
ВЫПОЛНЕННЫХ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ, С
ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА DEFORM**

Ю.А. Вашуков, Д.А. Каширский

СГАУ имени С.П. Королева

Barvinok@ssau.ru

Одной из сложных задач, решаемых в процессе проектирования и изготовления конструкций из композиционных материалов (КМ) является их крепление к силовым элементам и обеспечение местной прочности в местах крепления. Соединение, прежде всего, должно обеспечивать надежность

работы конструкции, чтобы силовой поток не изменял своего направления и величины. Одним из способов повышения несущей способности механического точечного соединения является подкрепление стенок отверстий элементами в виде втулок и колец из однородных материалов, устанавливаемых между болтом и стенкой отверстия.

Разработаны способы постановки подкрепляющего элемента в сплошных и в трехслойных конструкциях. Подкрепляющий элемент дает возможность 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.

Для экспериментального исследования процессов постановки подкрепляющих элементов использовался программный комплекс DEFORM.

Полученные результаты экспериментальных исследований сравнивались с теоретическими данными. Анализ полученных результатов показал хорошую сходимость результатов.

Результаты проведенных экспериментальных исследований позволяют получить деформированное состояние материала вкладыша в процессе его осевого сжатия, что необходимо для разработки технологического процесса образования высокоресурсных соединений.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ НАПЫЛЕНИЯ ПЛАЗМЕННЫХ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ В ПРОИЗВОДСТВЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

М.Г. Гиорбелидзе, И.А. Докукина

СГАУ имени С.П. Королева

Barvinok@ssau.ru

Для получения теплозащитных покрытий деталей авиационной техники во многих странах мира широко используется плазменный газотермический метод напыления из порошковых материалов.

Однако, не смотря на достаточно широкое применение и значительное число работ в данной области, некоторые вопросы технологии получения покрытий исследованы не в полной мере. Так, использование порошковых материалов с широкой фракцией их размеров приводит к существенной сепарации материала при его транспортировке в плазменной струе, наличию

частиц с существенно различными скоростями и температурами нагрева, а, следовательно, к неконтролируемому локальному изменению свойств самого покрытия. Решение данной проблемы потребовало проведения математического моделирования процесса плазменного нанесения покрытий. А именно: проведено математическое моделирование процесса ускорения напыляемого порошкового материала в плазменной струе с учетом влияния дисперсии размеров напыляемых частиц на траектории их движения; проведено математическое моделирование движения частиц порошкового материала в пограничном слое при попадании на напыляемую поверхность с учетом влияния дисперсности напыляемого материала; проведено математическое моделирование нагрева и плавления напыляемого порошкового материала в плазменной струе с учетом влияния дисперсности.

Адекватность разработанных математических моделей была подтверждена экспериментально. Определение скорости частиц проводилось методом высокоскоростной видеосъемки. Для определения степени проплавления частиц использовался металлографический метод. При исследовании эффекта сепарации проводилось напыление частиц в емкость с водой.

На основе полученных результатов математического моделирования процессов ускорения, нагрева и транспортировки напыляемого порошкового материала в плазменной струе сформулированы требования к допустимым размерам напыляемых частиц, разработаны рекомендации для назначения режимов нанесения теплозащитных плазменных покрытий на поверхность изделий летательных аппаратов.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА РАЗДЕЛИТЕЛЬНОЙ ШТАМПОВКИ ДЕТАЛЕЙ ДАВЛЕНИЕМ ПОЛИУРЕТАНА

Е. Г. Громова, Е. В. Еськина, А.С. Масленникова

СГАУ имени С.П. Королева

Barvinok@ssau.ru

В конструкциях летательных аппаратов существует класс листовых деталей, которые изготавливаются фрезерованием и методами разделительной штамповки с применением классических инструментальных штампов. В связи с мелкосерийностью производства летательных аппаратов использование традиционных методов штамповки не рационально по причине значительных материальных затрат. Поэтому наиболее эффективными процессами в заготовительно-штамповочном производстве летательных аппаратов с точки зрения снижения материальных затрат и сокращения сроков подготовки производства являются методы разделительной штамповки с применением давления эластомерной среды (полиуретана).

Методы вырубки-пробивки давлением полиуретана ограничены масштабным фактором изготавливаемых деталей и освоены в основном при реализации разделительных процессов в замкнутом объеме контейнера. Для изучения технологических возможностей способов разделительной штамповки деталей в полузамкнутом объеме эластомерной среды проведено моделирование процессов контактного взаимодействия эластичного инструмента с листовой заготовкой и ее разделения по режущим кромкам вырубного инструмента. В результате исследований получены графические зависимости нормального контактного давления эластомера на заготовку от конструктивно-технологических параметров средств оснащения и уровня силового нагружения эластичного элемента при варьировании его геометрической формой (круг, квадрат, прямоугольник).

Для практического использования результатов исследований построены диаграммы распределения нормального давления эластомера по площади его контакта с заготовкой в зависимости от масштабного фактора эластичного инструмента (матрицы, пуансона, пластины); уровня рабочего давления; геометрической формы эластичного инструмента и др. конструктивно-технологических факторов разделительных процессов. В результате исследований напряженно-деформированного состояния заготовки при вырубке листовой детали на локализованном инструменте получена картина поэтапного разделения заготовки и деформирования отхода. Для каждого этапа определены значения напряжений и деформаций. Полученные результаты, при определенных параметрах процесса, позволяют сделать вывод о возможности реализации разделительного процесса в условиях полузамкнутого объема эластичной среды.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА СТЕСНЕННОГО ИЗГИБА ЛИСТОВЫХ ЗАГОТОВОК С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПОЛИУРЕТАНА

Е.В. Еськина, Е.Г. Громова, А.Г. Баканова

СГАУ имени С.П. Королева

Barvinok@ssau.ru

Штамповка с использованием эластомеров обладает широкими возможностями. Основное её достоинство – значительное упрощение, снижение металлоемкости и стоимости технологической оснастки. Сочетание процессов стесненного изгиба и использование преимуществ штамповки полиуретаном позволяет существенно повысить эксплуатационные характеристики деталей. На процесс стесненного изгиба листовых деталей с использованием эластомеров оказывают влияние большое число факторов. Учет и оценка влияния каждого, отдельно взятого фактора, на технологический

процесс профилирования возможны только с использованием математического и компьютерного моделирования.

Разработана модель процесса стесненного изгиба листовых деталей с учетом воздействия эластичного пуансона для установления количественной взаимосвязи между технологическими параметрами процесса. В силу сложности теоретического описания исследуемого процесса математическая модель создавалась с применением программного комплекса “ANSYS”. Основными варьируемыми параметрами при исследованиях являлись материал заготовки, превышение борта, относительная осадка полиуретанового пуансона и гарантированный зазор между пуансоном и матрицей.

Исследования показали, что с увеличением превышения борта угол пружинения борта уменьшается, но до определенного момента, затем увеличивается. С увеличением осадки пуансона значительно возрастает пружинение и утолщение борта, при этом утолщение материала в зонегиба не наблюдается, также возрастают напряжения в зоне скругления материала заготовки. Проведенные исследования позволили: изучить механизм процесса формоизменения деталей – профилей; изучить влияние превышения высоты изгибаемого борта детали, высоты полиуретанового пуансона (и соответственно относительной осадки полиуретана) на параметры детали, определяющие ее качество (угол пружинения, утолщение материала в зонегиба, распределение утолщения материала по изгибаемым полкам); изучить напряженно-деформированное состояние материала заготовки и эластичного инструмента в зоне изгиба на различных стадиях процесса; определить предельные параметры процесса.

ШТАМПОВКА ДЕТАЛЕЙ ЭЛАСТОМЕРОМ СО СТЕСНЕННЫМ ИЗГИБОМ

В.Г. Кулаков, В.К. Моисеев, А.А. Шаров

СГАУ имени С.П. Королева

moiseevvk@mail.ru

Большая номенклатура деталей летательных аппаратов различного назначения изготавливается из листового металла штамповкой и гибкой эластичной средой — полиуретаном. При штамповке в зоне радиусагиба материал значительно утоняется, деформации по толщине достигают 20% и более.

Такое утонение значительно снижает жесткость и прочность деталей. При увеличении радиусагиба утонение материала уменьшается. Но такое увеличение радиусагиба приводит к уменьшению жесткости детали и увеличению её массы, так как ширина борта определяется требуемым размером для постановки крепежного элемента и при увеличении радиуса изгиба высоту борта необходимо увеличивать.

Известно, что метод стесненного изгиба листового материала позволяет получать детали с очень малыми радиусамигиба. При этом в зонегиба материал утолщается и пружинение значительно уменьшается.

В НИИ-204 СГАУ разработан новый способ стесненного изгиба, осуществляемый на традиционных прессах, оснащенных контейнерами для штамповки эластичной средой на обычных гибочных оправках. При этом стесненный изгиб может производиться для деталей, как с прямолинейными, так и с криволинейными бортами.

Стесненный изгиб, как правило, производится за два перехода. Вначале заготовка изгибается на большой радиус по гибочной оправке под действием давления эластичной среды, заключенной в контейнер. Затем под торец изогнутого борта заготовки устанавливается опорная пластина для создания определенного зазора ΔH между верхней плоскостью гибочной оправки и стенкой заготовки. Для предотвращения возможной потери устойчивости изогнутого борта заготовки на опорную пластину ставятся дополнительно специальные эластичные подпоры. В результате второго перехода штамповки на существенно меньший радиус толщина заготовки в зоне радиусагиба увеличивается, а пружинение борта уменьшается за счет изменения схемы напряженно-деформированного состояния материала. Кроме повышения точностигиба такая схема может позволить уменьшить и радиус изгиба, что также является актуальной задачей, так как при этом повышается жесткость деталей и снижается их масса в результате уменьшения высоты борта.

Были проведены всесторонние исследования разработанного процесса, в результате которых разработана математическая модель, позволившая получить аналитические формулы для определения технологических параметров. Достоверность результатов исследований подтверждена результатом экспериментальных исследований, а также результатами численного моделирования методом конечно-элементного моделирования с применением программных комплексов «ANSYS» и «PAM-STAMP». Разработана методика проектирования техпроцесса и оснастки для стесненного изгиба прямолинейных и криволинейных бортов.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ПРОЦЕССА ПРЕЦИЗИОННОГО ШЛИФОВАНИЯ НА БАЗЕ ЭФФЕКТА ПАМЯТИ ФОРМЫ

Д.В. Назаров, О.В. Ломовской

СГАУ имени С.П. Королева

Barvinok@ssau.ru

Создание более совершенных космических аппаратов, требующих более высокого уровня автоматизации управления, непосредственно связано с повышением показателей качества узлов и агрегатов бортовых систем. По-

вышенные требования по качеству во многом определяется совершенством технологических процессов изготовления высокоточных деталей, входящих в состав узлов и агрегатов бортовых систем.

В конструкции космических аппаратов применяются волновые передачи в электромеханических приводах, входящих в состав бортовых систем, позволяющих снизить весовые и габаритные характеристики указанных узлов бортового оборудования.

Показатели качества электромеханического привода с волновым редуктором, особенно плавность хода, во многом определяются точностью изготовления волнового колеса – тонкостенной детали из высоколегированной стали, весьма сложной детали в технологическом отношении. В частности, для обеспечения требуемых технических характеристик электромеханического привода с волновым редуктором, требуется обеспечить минимальные отклонения от соосности (не более 15 мкм) базовых поверхностей и определяющих поверхностей зубьев волнового колеса. Высокие требования по точности и чистоте данных поверхностей ($Ra=0,63...1,25$) обуславливают применение процессов шлифования для их окончательной обработки.

Несмотря на то, что для обработки данных поверхностей применяются прецизионные шлифовальные станки, точность обработки также определяется технологическим оснащением.

Применение для шлифования жестких цилиндрических оправок с поджимом по торцу, цилиндрических прессовых или конических оправок обеспечивающих высокие требования по точности обработки ограничено сложностью обеспечения надёжного закрепления обрабатываемой детали вследствие её невысокой жесткости определяемой малым поперечным сечением.

Применение приспособлений, обеспечивающих базирование и закрепление деталей по цилиндрическим поверхностям на разжим или на обжим (мембранные патроны, цанговые оправки) обеспечивают точность центрирования более 20...50 мкм вследствие нестабильного радиального перемещения зажимающих поверхностей. Или вызывают деформирование в радиальном направлении обрабатываемой детали рассматриваемого технологического класса на величину большую, чем точность обработки (оправки с гофрированными трубками, оправки с тарельчатыми пружинами, оправки с гидропластом и т.д.) вследствие невысокой точности регулирования рабочего перемещения зажимающих поверхностей, что обуславливает высокий процент брака.

Процессы прецизионного шлифования деталей с малой жесткостью могут быть успешно реализованы с помощью механизированных центрирующих приспособлений многократного использования, содержащих силовой привод из сплава с эффектом памяти формы (ЭПФ) в виде кольца. Данные приспособления, позволяющие использовать феноменальные свойства спла-

вов с ЭПФ, обеспечивают стабильность требуемых перемещений своих рабочих поверхностей в радиальном направлении и способны развивать необходимые усилия закрепления.

Вновь предложенный технологический процесс осуществляется с помощью механизированного центрирующего приспособления представляющего собой жесткую оправку, содержащую плавающий кольцевой силовой элемент с ЭПФ, соединенный с оправкой радиальными шлицами. Свойства материала данного силового элемента позволяют обеспечить строго заданные радиальные рабочие перемещения силового элемента из сплава с ЭПФ, определяемые физико-механическими свойствами этих сплавов и режимами подготовки силового элемента. Это свойство механизированного оснащения с ЭПФ позволяет с высокой точностью управлять усилиями закрепления и контролировать напряженно – деформированное состояние материала обрабатываемой детали с целью обеспечения заданной точности обработки.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ КАЧЕСТВА РАСКРОЯ ЛИСТОВЫХ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ДАВЛЕНИЕМ ПОЛИУРЕТАНА ЗА СЧЕТ УЧЕТА ПРИТУПЛЕНИЯ РЕЖУЩИХ КРОМОК ВЫРУБНОГО ИНСТРУМЕНТА

И.Ю. Федотова, Л.А. Наумов, А.С. Сапунов

СГАУ имени С.П. Королева

Barvinok@ssau.ru

В заготовительно-штамповочном производстве предприятий аэрокосмической деятельности широко используются процессы раскроя листовых деталей давлением полиуретана. Разработанные на кафедре ПЛА и УКМ СГАУ способы разделительной штамповки деталей полиуретаном отличаются малыми сроками подготовки производства, универсальностью, обеспечением группового принципа изготовления деталей и совмещением операций. С использованием разработанных способов штамповки изготавливаются тысячи наименований деталей различного масштабного фактора и геометрической сложности. Вместе с тем технологические возможности разработанных способов штамповки-вырубки недостаточно изучены, в частности: не исследовано влияние степени притупления режущих кромок вырубного инструмента на качество штампуемых деталей. Проведенный анализ параметров качества отштампованных вырубкой деталей показал следующее: с притуплением режущих кромок вырубного инструмента выше порогового значения ($R > 0,1...0,12$ мм) приводит к увеличению угла скола кромки среза до 115 градусов и отклонение контура детали от контура инструмента до $(0,3...0,35)S$ (S – толщина материала заготовки), что не соответствует конструктивно-технологическим требованиям. В отдельных случаях притупление режущих кромок приводит к неполному отделению отхода, т.е. к браку. В этой связи

авторами проведен комплекс теоретических и экспериментальных исследований по стойкости режущих кромок вырубного инструмента при раскрое деталей давлением полиуретана. В теоретических исследованиях использовался программный комплекс «ANSYS». Для математического описания процесса использовалась ранее разработанная модель, в которой притупление режущих кромок учитывалось дискретно в пределах $R=0,01; 0,05; 0,1; 0,2$ мм.

В численных расчетах проводилось варьирование толщиной заготовки давлением разделения (применительно к различным способам вырубки давлением полиуретана), механическими свойствами материала заготовок.

По результатам исследований впервые получены графические зависимости параметров качества вырубаемых деталей от упомянутых факторов и притупления режущих кромок вырубного инструмента. Анализ полученных зависимостей показал, что допустимое притупление режущих кромок вырубного инструмента, при котором обеспечивается требуемое качество вырубаемых полиуретаном деталей, должно находиться в пределах $R=0,05...0,1$ мм (в зависимости от прочности и толщины материала заготовок), при этом допустимая партия вырубаемых одноименных деталей не должна превышать 300...500 штук, после чего выполняется перешлифовка вырубного инструмента.

На основании проведенных исследований авторами сформулированы дополнительные технологические рекомендации по раскрою листовых деталей давлением полиуретана.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПЛАЗМЕННОЙ СТРУИ ПРИ НАНЕСЕНИИ ПОКРЫТИЙ НА ДЕТАЛИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ И АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

В. И. Фролов, М.Г. Гиорбелидзе, В.И. Богданович

СГАУ имени С.П. Королева

[*vasiliy_ivanich@mail.ru*](mailto:vasiliy_ivanich@mail.ru)

Снижение воздействия высокой температуры на основной металл деталей камеры сгорания, сопловых и рабочих лопаток турбины ГТД способствует повышению их надежности и ресурса всего изделия. Для этой цели в настоящее время нашли широкое применение теплозащитные покрытия (ТЗП) системы металл - керамика, сочетающие теплозащитный внешний слой из оксидной керамики и подслоя из жаростойкого сложнолегированного сплава на никелевой основе.

В процессе нанесения защитного покрытия, ввиду высокой температуры и скорости охлаждения при ударе, наносимый материал претерпевает фазовые превращения, что неминуемо отражается на его структуре и свойствах. Изучение процесса транспортировки напыляемого материала в плаз-

менном потоке позволяет более детально представить процесс образования защитного покрытия, что имеет особое значение при напылении на малых дистанциях при формировании покрытий сложно профилированных внутренних поверхностей.

Экспериментальные исследования показали, что ядро плазменной струи типового плазмотрона совершает периодические колебания, изменяя свой размер от некоторого минимального до максимального значения. Напыляемые частицы, вводимые в плазменную струю в различные моменты времени, разгоняются и нагреваются в существенно различных условиях, соответствующих различным длинам ядра плазменной струи. Такие пульсации ядра плазменной струи приводят к тому, что покрытие формируется из напыляемых частиц с различной скоростью удара и различной степенью их проплавления. Показано, что использование простых конструктивных элементов в виде насадок на плазмотрон для плазменного газотермического напыления позволяет повысить качество покрытий на основе оксида циркония за счёт уменьшения амплитуды колебания высокотемпературной зоны плазменной струи.

Проведенные исследования позволили разработать и внедрить технологии нанесения покрытий на внутренние поверхности камер сгорания ГТД, на рабочие и сопловые лопатки турбины.

МЕТОДИКА УНИФИКАЦИИ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЦЕЛЬНОМЕТАЛЛИЧЕСКИХ БАЛЛОНОВ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ, ПРИМЕНЯЕМЫХ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

А.В. Баряев, А.С. Филимонов, В.А. Тарасов

ФГУП «НПО «Техномаш», МГТУ им. Н.Э. Баумана

Alexf72@mail.ru

Обеспечение эксплуатационных показателей ракетно-космической техники (РКТ) осуществляется при изготовлении ее мелкими сериями на предприятиях-разработчиках или в рамках сложившейся кооперации предприятий. В результате в отрасли теряются значительные средства на выпуск большого количества однотипной продукции в условиях мелкосерийного производства с его характерными особенностями: невысоким уровнем коэффициента использования материалов, применением дорогостоящего широкоуниверсального оборудования, высокой квалификацией рабочих, созданием дорогостоящей системы испытаний изделий на каждом предприятии и многое другое.

Унификация технических решений при создании РКТ и единый технологический подход к производству комплектующих изделий позволят получить экономический эффект и устранить конкуренцию между предприятиями на

внутреннем рынке. Поэтому актуальной для РКТ является задача широкой унификации изделий и отраслевой специализации производства.

В данной работе решение задачи унификации рассматривается на примере одного из уникальных объектов РКТ – баллонов высокого давления (БВД). При этом в качестве объекта статистического анализа предложено использовать величину запасенной сжатым газом внутренней энергии, которая определяет эффективность работы БВД в составе РКТ.

Для решения задачи унификации были разработаны алгоритмы оптимизации конструктивных параметров БВД по критериям массы и себестоимости их изготовления, которые учитывают особенности технологии изготовления БВД: зависимость дефектности сварного шва от толщины стенки шар - баллона, влияние метода изготовления полусфер на массу БВД, производственные расходы и т.д. Предложенные алгоритмы допускают оптимизацию конструктивных параметров БВД, эксплуатирующихся при криогенных температурах.

На основе разработанной методики унификации показан значительный вклад затрат на материал цельнометаллических БВД из нержавеющей сталей и титановых сплавов в себестоимость изделия, что приводит к совпадению результатов оптимизации по критериям массы и себестоимости.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ЭКРАНОВ КОСМИЧЕСКОГО ТЕЛЕСКОПА

Е.С. Голубев, А.Л. Галиновский

МГТУ им. Н.Э. Баумана, АКЦ ФИАН им. П.Н. Лебедева

golubev.ev@asc.rssi.ru

В настоящее время активно ведутся работы по созданию космических радиотелескопов околоземного базирования. При этом с целью обеспечения сверхвысокой чувствительности и углового разрешения для них характерно увеличение размеров главного зеркала, ужесточение требований к точности отражающей поверхности и охлаждения до сверхнизких температур (до 4,5 К). Задача обеспечения заданного теплового режима главным образом решается за счет применения пассивной системы охлаждения – системы радиационного экранирования излучения Солнца, Земли и других источников, а также системы активного охлаждения на основе механических криомашин.

Рассматриваемая конструкция пассивной системы охлаждения представлена набором из четырех теплозащитных экранов (ТЭ), каркас каждого из которых состоит из двенадцати несущих спиц трубчатого сечения, выполненных из высокомодульного углепластика. На каркас первого внешнего ТЭ крепятся маты многослойной ЭВТИ, на последующие три ТЭ – два слоя поли-

имидной пленки с двухсторонней металлизацией. Для обеспечения гарантированного зазора между двумя этими слоями предлагается ввести набор предварительно натянутых тросов, опоясывающих каркас с определенным шагом вдоль спиц. Максимальный диаметр ТЭ в рабочем положении достигает 20 метров.

Важным моментом в проектировании такой крупногабаритной мало- жесткой конструкции выступает определение ее динамических характеристик в рабочем положении и анализ отклика на возможные факторы динамического возбуждения в процессе эксплуатации обсерватории. Наличие в конструкции ТЭ элементов (тросы, тонкопленочные экраны), имеющих нелинейное поведение, не позволяет использовать стандартные методы расчета, базирующиеся на МКЭ.

В настоящей работе при построении математических моделей ТЭ использовано два подхода, основанных на различных методах расчета. Первый подход основан на методе Крейга-Бэмптона для редукции матриц МКЭ-моделей упругих элементов конструкции, с последующим введением их в общие уравнения динамики многокомпонентной механической системы, где нелинейные элементы моделировались уравнениями связей. Второй подход базируется на формулировке приведенной жесткости для нелинейных элементов и использовании классического МКЭ. Анализ результатов показал удовлетворительное совпадение для обоих подходов.

АНАЛИЗ ВЫТЯЖКИ ОБОЛОЧЕЧНЫХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ДИСКОВЫХ ЗАГОТОВОК ПЕРЕМЕННОЙ ТОЛЩИНЫ

М.А. Бабурин, В.Д. Баскаков, О.В. Зарубина, В.А. Тарасов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

baskakov_vd@mail.ru

В производстве летательных аппаратов важную роль играют технологии, обеспечивающие сокращение комплектов штамповой оснастки, необходимой для первичного формообразования деталей из листовых материалов. Весьма перспективным для этого представляется использование заготовок переменной толщины.

На основе анализа равновесия фланцевой части дисковой заготовки с линейным законом изменения толщины получены соотношения для определения предельной вытяжки деталей цилиндрической формы. Показано, что предельная степень вытяжки зависит от соотношения толщин заготовки на кромке и в центре, а ее максимальное значение составляет 4,92.

Проведена оценка возможности вытяжки детали с постоянной толщиной вдоль меридиана из переменной по толщине дисковой заготовки. Показано, что для компенсации утолщения края детали при вытяжке толщина

края дисковой заготовки и степень вытяжки детали должны быть связаны предложенной в работе степенной зависимостью. Установлен диапазон изменения толщины края дисковой заготовки, обеспечивающий одновременное повышение предельной степени вытяжки и получение деталей с постоянной толщиной вдоль меридиана.

Экспериментально показано, что использование дисковых заготовок переменной толщины, выбранной в соответствии с разработанными в работе рекомендациями, обеспечивает повышение степени вытяжки и снижение разнотолщинности деталей в меридиональном направлении в 3,4 раза.

ОПЫТ МОДЕРНИЗАЦИИ ПРОИЗВОДСТВЕННОЙ СИСТЕМЫ ФИЛИАЛА ФГУП «ЦЭНКИ»- «НИИ ПМ» ИМ. В. И. КУЗНЕЦОВА В ОСНОВЕ ПРИМЕНЕНИЯ ЯПОНСКОГО ОПЫТА ОРГАНИЗАЦИИ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ПРОЦЕССОВ

В. В. Абдрахманов

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» - НИИ ПМ им. В.И. Кузнецова

op@niipm.ru, wahit@mail.ru

Сегодняшний день НИИ ПМ – это обеспечение гироскопическими приборами собственной разработки и изготовления систем управления космических аппаратов, разрабатываемых по заказам Федерального космического агентства и Министерства обороны РФ, а также в рамках международного сотрудничества: российский сегмент Международной космической станции и коммуникационные спутники.

Несмотря на существенные успехи в увеличении производительности последние годы в РФ по-прежнему многие компании, а в особенности государственные, существенно отстают от зарубежных коллег по этому параметру. Ведь главный вопрос на сегодня: как при прочих равных условиях компания может повысить свою эффективность и стать лидером рынка? На эти вопросы может ответить технология бережливого производства, основанная на производственной системе компании Тойота.

Производство характеризуется изготовлением различных изделий единичными или небольшими сериями. Главная задача планирования в этих условиях заключается в обеспечении своевременного выполнения разнообразных заказов. Несмотря на выполнение плана, на деле имеется следующее: фактическое время производства больше планового норматива, нет гарантированных сроков исполнения заказа (срыв поставок). Предлагаемые мероприятия – это путь перехода производственной системы от выталкивания к вытягиванию, путем реализации концепции планирования «Точно вовремя» и изменения системы оплаты труда ОТР и ИТР привязанная к номенклатурному плану, а не к нормо-часам как раньше. В результате преобразо-

ваний общий производственный цикл изготовления мелкосерийных изделий уменьшился на 30-40 %, опытных изделий на 15-20 %.

Секция 20

Космическая биология и медицина

КАРТОГРАФИРОВАНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ КЭ «ЭКСПЕРТ»

*Е.А. Дешева*¹, *Е.В. Шубралева*², *Н.Д. Новикова*¹,*Н.А. Поликарпов*¹, *В.Н. Кущев*²¹ - ГНЦ РФ-ИМБП РАН, ² - ФГУП ЦНИИМАШ, ³ - ОИВТ РАНdeshevaya@imbp.ru

В рамках ранее выполненных космических экспериментов «Эксперт» были проведены работы по картированию рисков, связанных с развитием микроорганизмов на поверхностях конструкционных материалов РС МКС. Основной задачей проведения космических экспериментов «Эксперт» являлось отработка методов инструментальной инспекции наличия коррозионной среды и микроорганизмов - технофилов на конструкционных материалах с целью ранней диагностики начальных фаз биодеструкции гермокорпуса РС МКС. На основе анализа данных по численности микроорганизмов на исследуемых поверхностях и влиянии на этот биологический фактор физических параметров среды было составлено картирование рисков, обусловленных развитием условно патогенных микроорганизмов, и микроорганизмов - технофилов. Карты с отображением местонахождения зон с разными биологическими и физическими параметрами составлялись на основе результатов измерений, полученных в основном с 2007 г. по 2010 г. Анализ представленных данных показывает, что бактерии рода *Bacillus* в основном обнаруживали на поверхностях 1, 3 и 4 плоскостей и часто в комбинации с пенициллами и/или аспергиллами. Грибы вида *Aspergillus sydowii* чаще изолировали с поверхностей 1 плоскости. В зонах 4 плоскости пробы отбирались редко вследствие их недоступности, например, поверхностей обечайки. Анализ зон с пониженной температурой, на которых возможно выпадение влаги (точка росы), показывает, что в этих местах часто обнаруживались грибы рода *Penicillium*. Микромицеты этого рода способны развиваться даже при температуре поверхности 5°C.

Таким образом, на основании результатов КЭ «Эксперт» было показано, что при получении данных, аналогичные тем, которые были получены в этом эксперименте, т.е. данным о формировании микробного сообщества на поверхностях СМ МКС и физических параметров среды можно проводить прогнозные анализы развития микроорганизмов, относящихся к условно пато-

генным и технофильным видам. Наличие таких составленных карт позволит визуализировать эти прогнозы.

РЕЗУЛЬТАТЫ КОСМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА «ТЕСТ»

Е.А. Дешева¹, Е.А. Шубралова², Н.А. Поликарпов¹, О.С. Цыганков³,

Н.Д. Новикова¹, В.Н. Куцев², В.А. Шувалов²

¹ - ГНЦ РФ – ИМБП РАН, ² - ФГУП ЦНИИмаш,

³ - ОАО «РКК Энергия им. С.П. Королева»

deshevaya@imbp.ru

В рамках космического эксперимента «Тест» отбирались пробы с внешней стороны станции в период внешней корабельной деятельности (ВКД). Отбор проб проводился специально разработанными пробоотборниками. В результате микробиологического анализа проб отмечалось периодическое обнаружение жизнеспособных споровых бактерий. Статистика обнаружения жизнеспособных единиц споровых бактерий в настоящее время составляет – 36 %, т.е. пробы с внешней стороны МКС отбирались 11 тампонами и при микробиологическом анализе на 4-х из них были выявлены колониеобразующие единицы бактерий рода *Bacillus*. Это может свидетельствовать о возможности сохранения спор бактерий продолжительный период в условиях открытого космоса. Однако следует отметить, что микроорганизмы обнаруживали в пробах, взятых из зон, загрязненных, вероятно, органическим веществом. Не исключено, что поверхностные загрязнения смягчают действие космического ультрафиолетового излучения и тем самым способствуют выживанию единичных форм споровых бактерий.

Таким образом, при соблюдении правил асептики были подготовлены пробоотборники и проведен отбор микробиологических проб с внешней стороны РС МКС. В результате проведения микробиологического анализа проб, отобранных в период в период ВКД № 38 и № 39, были обнаружены жизнеспособные спорообразующие бактерии вида *Bacillus pumilus* на поверхности стекла иллюминатора № 2 СМ.

**ОБЕСПЕЧЕНИЕ БАКТЕРИЦИДНЫХ СВОЙСТВ ПОВЕРХНОСТЯМ
ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ СТАНЦИЙ И АППАРАТОВ***Г.Н. Залогин, А.В. Красильнико, В.Г. Матвеева,**Э.М. Сульман, Е.Л. Прутенская***ФГУП ЦНИИмаш, Тверской государственный
технический университет**krartur@mail.ru, science@science.tver.ru

Рассмотрена возможность уничтожения популяций нежелательной микрофлоры (бактерий, вирусов, грибов и т.п.), зарождающейся в закрытых обитаемых объемах. В космической отрасли данная проблема связана с возможностью образования такой микрофлоры на пилотируемых космических станциях и аппаратах при продолжительных полетах, например, при планируемых полетах к Луне, Марсу. Решение этой проблемы предлагается осуществлять с использованием покрытия из нанодиоксида титана, наносимого на металлическую подложку плазмохимическим способом в потоке высокочастотного индукционного плазмотрона. Приводятся краткое описание технологии нанесения таких покрытий, методика и результаты исследования их бактерицидных свойств. Тестовые эксперименты показали высокую эффективность предложенного способа.

**ПРИМЕНЕНИЕ ПРЕПАРАТА НА ОСНОВЕ *Streptococcus salivarius* ДЛЯ
КОРРЕКЦИИ МИКРОФЛОРЫ ПАРОДОНТА В ИЗМЕНЕННЫХ УСЛОВИЯХ СРЕДЫ
ОБИТАНИЯ***В.К. Ильин*, Н.В. Кирюхина*, З.О. Соловьева*, Ю.А. Морозова*,**В.В. Ионов*, Е.В. Ипполитов**, В.Н. Царев**.**(* - ГНЦ РФ-ИМБП РАН, ** - ГБОУ ВПО МГМСУ им. А.И. Евдокимова)*ilyin@imbp.ru, soloviova@imbp.ru

Известно, что в условиях помещения человека в экстремальные условия связанные с гиподинамией, невесомостью и изменением характера питания возможна активизация микрокроорганизмов пародонтопатогенных видов, которая приводит к обострению хронического пародонтита или развитию острой формы заболевания.

Поэтому целью нашей работы была оценка действия препарата на основе *Streptococcus salivarius* на пародонтопатогенные виды микроорганизмов в измененных условиях среды обитания.

Обследовано 7 испытуемых, которые находились в условиях герметизированного помещения при воздействии аргона (нормобария) и в обычных условиях.

Работа проводилась с помощью современных методов молекулярно-биологического исследования. Проведена детекция ДНК

пародонтопатогенных видов микроорганизмов с помощью отечественной тест-системы «МультиДент».

Полученные данные позволили выявить маркерную ДНК пародонтопатогенных видов *Tannerella forsythia*, *Treponema denticola* и реже – *Prevotella intermedia*. Установлена динамика частоты обнаружения данных видов на разных объектах полости рта – верхних и нижних молярах, спинке языка, мягком нёбе, миндалинах.

Показано, что применение препарата на основе *Streptococcus salivarius* приводит к эрадикации пародонтопатогенных видов микроорганизмов.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ «ФЛЮОР-П» ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНОГО СОСТОЯНИЯ ИММУНОКОМПЕТЕНТНЫХ КЛЕТОК ЧЕЛОВЕКА В ХОДЕ ПОЛЕТА БИОСПУТНИКА «ФОТОН-4М»

О.В. Григорьева, Е.Г. Рудимов, С.В. Гальчук, Л.Б. Буравкова

ГНЦ РФ-ИМБП РАН

grigorieva@imbp.ru

Проведение полетных экспериментов на беспилотных аппаратах «Бион», «Фотон», а также на МКС с использованием клеточных культур представляет несомненный интерес для понимания механизмов воздействия микрогравитации на клеточном уровне. В связи с этим в ГНЦ РФ – ИМБП РАН была разработана научная аппаратура «Флюор-П» для космического эксперимента «Флуотрек», целью которого являлось исследование динамики изменения состояния внутриклеточных систем при действии факторов космического полета. «Флюор-П» представляет собой малогабаритный автономный многоканальный флуориметр с программируемым алгоритмом работы. Габаритные размеры прибора 212x216 мм, масса прибора – 5,5 кг. Регистрация данных (интенсивность флуоресценции объектов, температура и показания акселерометра) ведется непрерывно после активации программного обеспечения прибора. В качестве объекта исследований использовалась суспензионная культура лимфоцитов, выделенных из периферической крови человека непосредственно перед проведением эксперимента. Оценка влияния микрогравитации и других ФКП на систему внутриклеточной рН-регуляции и мембранный потенциал митохондрий осуществлялась с помощью метода флуоресцентных зондов. Эксперимент проводился в ходе полета спутника «Фотон-4М» в период с 19 июля по 1 сентября 2014 года. Научная аппаратура работала автоматически в режиме непрерывных измерений. Всего с момента активации прибора было произведено 11 678 измерений. Зарегистрированный диапазон температур во время полета от +14 °С до 21 °С. Результаты исследования полученного после полета биологического материала показали, что на 49 сутки с момента выделения лимфоцитов в суспензии со-

хранялось 25 % жизнеспособных клеток. Клетки, окрашенные флуоресцентными зондами JC-1 и SNARF, имели жизнеспособность 6 % и 20 % соответственно. Также следует отметить, что 50 % клеток сохранили окраску зондом. Было показано повышение внутриклеточного pH, наиболее выраженное в первые две недели, в последующий период времени изменения направленности (характера) кривой не происходило. Также было отмечено снижение мембранного митохондриального потенциала, происходящее на протяжении всего космического полета без существенного изменения кинетики процесса. Предполагается провести полномасштабный анализ динамики изменений важнейших внутриклеточных параметров (энергетическое состояние митохондрий и уровень внутриклеточного pH) при действии факторов космического полета и оценить возможный вклад температурных влияний на эффекты микрогравитации.

Работа была выполнена в рамках договора между ГНЦ РФ – ИМБП РАН и ЦСКБ «Прогресс» и при частичной поддержке гранта НШ – 371.2014.4.

КОМПЛЕКСНАЯ ОЦЕНКА ФУНКЦИОНАЛЬНОГО СОСТОЯНИЯ ЦЕНТРАЛЬНОЙ НЕРВНОЙ СИСТЕМЫ ЧЕЛОВЕКА-ОПЕРАТОРА В УСЛОВИЯХ ИЗМЕНЕННОЙ СРЕДЫ ОБИТАНИЯ

А.А. Ковалева, М.А. Скедина, М.Г. Потапов
ГНЦ РФ – ИМБП РАН

lnj.ann@rambler.ru, skedina@imbp.ru

При исследовании функционального состояния (ФС) ЦНС человека в авиационной и космической медицине оценочными критериями были показатели электроэнцефалограммы (ЭЭГ). Однако это было не всегда информативно. Сейчас регистрируется и уровень постоянного потенциала (УПП), характеризующий общий энергетический обмен головного мозга и эмоциональную составляющую при совместном анализе с топографией альфа-активности.

Цель работы - изучение динамики ФС ЦНС человека, находящегося в условиях измененной среды обитания.

Шесть мужчин (22-45 лет) 30 сут. находились в наземном замкнутом комплексе, где проходило колебание параметров микроклимата ($T^{\circ}\text{C}$, ф, P атм., содержания CO).

Исследования проводили в фоне, в период восстановления (ПВ) и 4 раза в условиях эксперимента. Регистрировали ЭЭГ, УПП мозга в 7-ми отведениях (Fp1, Fp2, C1, C2, O1, O2, Cz). Сенсомоторная реакция тестировалась с помощью простой зрительно-моторной реакции (ПЗМР).

Исследования в фоне у 5-х обследуемых не выявили изменений. У одного - наблюдалась асимметрия УПП в лобных отведениях более чем на

7,5 мВт со смещением в сторону алкалоза. Он характеризовался неблагоприятным для операторской деятельности ФС ЦНС по данным ПЗМР.

В ходе эксперимента у всех участников наблюдали активацию компенсаторных механизмов в виде увеличения суммарной мощности на ЭЭГ на 40 % и УПП на 7 мВ, при снижении ФС ЦНС по данным ПЗМР. В ПВ эти показатели снижались. ФС ЦНС по данным ПЗМР сохранялось устойчивым.

Исследования позволили оценить реакцию на стрессовые воздействия и степень индивидуального функционального резерва организма человека.

ВОПРОСЫ ОБИТАЕМОСТИ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ХОДЕ ПОДГОТОВКИ ЛУННОЙ ЭКСПЕДИЦИИ

Н.А. Зыков

В 2014 году отмечалось столетие со дня рождения выдающегося ученого, конструктора ракетной и космической техники В.Н. Челомея. Он внес огромный вклад в создание военной и гражданской космической техники. Одной из малоизвестных страниц творчества выдающегося ученого стала подготовка лунной пилотируемой экспедиции. Был разработан эскизный проект, активно велась разработка ракеты-носителя. К работам был привлечен широкий круг специалистов. К сожалению, пилотируемый полет не был осуществлен, в дальнейшем был сделан акцент на беспилотные аппараты.

В ходе подготовки к лунной экспедиции прорабатывался вопрос об адаптации космонавтов к условиям длительного космического полета. Был разработан ряд мер, направленных на минимизацию ущерба здоровью и работоспособности космонавтов. Для преодоления монотонности пребывания в замкнутом пространстве была предложена модель динамического освещения кабины космического корабля в соответствии с временем суток и временем года. Имитация на орбите земной среды обитания включала также метеорологические явления – дождь, грозу, туман, снег и т.д. Идея этого «виртуального окна» принадлежит российскому ученому Л.Н. Мельникову. Дополнением к нему стали цветомузыкальные композиции с музыкальным сопровождением на сюжеты классической музыки и современной эстрады. Среди них были программы с активизирующим психику воздействием, с седативным (успокаивающим) эффектом, а также специально подобранные звуки земной природы – шум дождя, звук прибоя, крики чаек и др. Для экспериментов по созданию оптимальной среды обитания использовался уникальный прибор «Цветовариатор», портативный вариант которого планировалось применять на космических кораблях.

Приоритет этих уникальных разработок закреплен в совместном советско-американском издании «Основы космической биологии и медицины», том III (М. – Вашингтон, 1975).

Сейчас Россия переходит к новому этапу освоения Луны. Сначала это будут автоматические аппараты. А затем придет черед пилотируемых экспедиций. Представляется необходимым использовать разработки наших ученых, уже на новом технологическом уровне.

ПРОБЛЕМЫ ОПТИМИЗАЦИИ РЕЖИМА ОСВЕЩЕНИЯ РАСТЕНИЙ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ВИТАМИННОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ОРАНЖЕРЕЕ

И.О. Коновалова, Ю.А. Беркович, А.Н. Ерохин, С.О. Смолянина

ГНЦ РФ ИМБП РАН

berkovich@imbp.ru

В настоящее время в ГНЦ РФ ИМБП разрабатывается экспериментальная конвейерная космическая оранжерея для условий микрогравитации, способная производить до 50 г салатной зелени в сутки с энергопотреблением до 250 Вт. Актуальной задачей является оптимизация параметров режима освещения растений с целью минимизации затрат потребляемых оранжереей бортовых ресурсов на единицу массы получаемой продукции. Для оптимизации режима освещения растений был создан экономичный импульсный светодиодный светильник с регулируемыми параметрами светового потока: средней по времени интегральной плотностью потока фотонов (ППФ) от красных и белых светодиодов; соотношением средних значений ППФ для красного и белого света, а также длительностью и периодом повторения импульсов света.

Параметры режима освещения варьировали в следующих значениях: средняя по времени плотность потока фотонов на уровне верхних листьев растений - 260, 340, 420 и 500 ($\mu\text{кмоль}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$), соотношение ППФ для красного и белого света - 0; 0,5; 1 и 1,5 и частота световых импульсов - от 30 до 400 мкс при длительности световых импульсов 30 мкс. Был разработан план 3-х факторного эксперимента из 16 опытов.

В данной работе получены зависимости прироста биомассы посевов от суммарной ППФ от светильника при различных долях красной части спектра излучения, оцениваются изменения в содержании хлорофиллов в листьях, а также содержание сухих веществ, аскорбиновой кислоты и нитратов в зависимости от соотношения красной и белой составляющих в спектре света, падающего на посев и скважности импульсов света. Дан анализ зависимости Q-критерия минимизации затрат потребляемых оранжереей бортовых ресурсов на единицу массы получаемой продукции для отдельных сечений 4-х мерной поверхности отклика. В дальнейшем необходимо провести повторную серию вегетационных экспериментов и рассчитать регрессионную модель критерия оптимизации при улучшенных значениях дисперсии воспроизводимости опытных данных.

СРАВНЕНИЕ БИОЛОГИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СЕМЯН РАСТЕНИЙ ПОСЛЕ ДЛИТЕЛЬНОЙ ЭКСПОЗИЦИИ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА*Е.Л. Нефедова, М.А. Левинских, В.Н. Сычев, Н.Д. Новикова***ГНЦ РФ – ИМБП РА**riatlev@imbp.ru

К настоящему времени завершен третий длительный эксперимент по исследованию влияния условий космического полета на семена высших растений, споры бактерий и грибов «Биориск-МСН». Актуальность постановки такой научной задачи не вызывает сомнений, поскольку позволяет расширить представления о возможности сохранения жизни в экстремальных условиях и оценить риски, связанные с возможным переносом биологической материи в межпланетном пространстве.

Эксперимент «Биориск-МСН», начатый в 2011 г. состоял из трех этапов. На всех этапах эксперимента экспонировались семена пшеницы «Суперкарлик» и «Апогей», редис Cherry Bomb, горчица Red Giant и томат Микро Том. Наряду с обычными семенами в эксперименте «Биориск-МСН» использовались семена, предварительно облученные гамма-источником, накопленная доза для каждого вида составляла 1000 рад.

После первого года полета – «Биориск МСН» №1 (2012 г.) были получены пластиковые чашки в хорошем состоянии, не оплавленные, семена светлые, ткань не повреждена. Температура была не выше +75 °С (по данным температурного датчика).

В 2013 г. («Биориск МСН» №2) были получены оплавленные пластиковые чашки с вдавленными внутрь крышками. Семена и ткань не повреждены. По внешнему виду чашек мы предположили, что температура на внешней стороне станции в этот период могла достигать +90-95 °С.

В 2014 г. («Биориск МСН» №3) все полученные пластиковые чашки были полностью деформированы и сплавлены между собой. Тестирование пластиковых чашек показало, что подобные изменения пластика происходят при температурах выше 120 °С. Ткань и семена не пострадали.

На всех трех этапах эксперимента для определения всхожести и энергии прорастания семян применялась общепринятая методика. Число семян составляло 15 штук. Выращивание растений проводили в установке «Люмино-стат» в кюветах с субстратом серамис с добавлением удобрения осмокот.

Сравнительные данные по всхожести и энергии прорастания семян между 1-ым и 2-ым этапами эксперимента показали, что все семена, за исключением томата во втором этапе, проросли. Однако время прорастания семян после 2-го этапа увеличилось, что, видимо, связано с более высокой температурой при экспонировании. Разницы скорости и энергии прорастания между облученными и необлученными семенами не наблюдалось.

По результатам выращивания растений редиса, горчицы и двух сортов пшеницы установлено, что все характеристики онтогенетического развития растений из экспонированных семян не отличались от таковых в контроле. По морфометрическим показателям и по массе различий между растениями как при сравнении вариантов первого и второго этапа между собой, так и контролем не наблюдалось. Например, основные показатели семенной продуктивности пшеницы - количество зерна с растения и с колоса - для сорта Апогей составили 95 и 33 (контроль), 102 и 26 (необлученные), 106 и 27 (облученные).

Семена из «Биориска МСН» №3 не проросли и на 16 сутки ослизнились и покрылись плесенью. Этот результат согласовывается с ранее полученными нами данными о гибели семян при экспозиции при температуре выше $+100^{\circ}\text{C}$ в течение суток.

Таким образом, можно заключить, что рост и развитие растений, выращенных из семян, экспонированных в приборе «Биориск» в течение 2 лет, не отличались от варианта контроля, при том, что температура на внешней стороне станции колебалась от 75 до 95°C . Превышение этих температурных значений приводило к гибели семян.

РАЗРАБОТКА ОРАНЖЕРЕЙ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ ЭКИПАЖЕЙ: ТЕОРИЯ И ПРАКТИКА

И.Г. Подольский*, М.А. Левинских*, О.М. Стругов*, Г.Е. Бингхем**.

****ГНЦ РФ – ИМБП РАН,***

*****Университет штата Юта, Лаборатория космической динамики***

igorp@imbp.ru

В основе принципов выращивания растений в условиях космического полета и осуществления технологических процессов культивирования лежат классические законы механики. Эффекты невесомости присутствуют в технологических процессах культивирования. Космическая биология изучает жизнь растений в невесомости. Эта наука имеет дело с весьма сложным объектом исследования, в связи с чем, её развитие идет в значительной степени по пути накопления эмпирической информации. Технологическое направление можно рассматривать как закономерный этап изучения живой материи в условиях космических полетов (КП). Успешные эксперименты по выращиванию растений в условиях КП могут быть проведены с использованием систем жизнеобеспечения растений, созданных с не меньшей тщательностью, чем системы жизнеобеспечения человека в КП. На этапе подготовки и в полетных условиях предстоит решить ряд научных задач: - анализ interface-климата растений и его организация для условий космического полета; - создание биолого-технических систем жизнеобеспечения растений; - окончательный выбор сортов и видов овощных, пряно-вкусовых и декоративных растений не

только по биологическим и технологическим критериям, но и с учетом вкусовых предпочтений членов экипажа. В условиях космического полета в модернизированной оранжерее «Лада» в 2015 году продолжатся исследования особенностей роста, развития и метаболизма различных растений – возможных кандидатов для выращивания на борту экспедиционного корабля, исследуется уровень их микробиологической обсемененности и пищевая ценность, будет проведено изучение массообмена воды в корнеобитаемой среде. В условиях космического полета в оранжерее «Лада» также запланировано проведение испытаний разрабатываемых в настоящий момент блоков освещения и новых корнеобитаемых сред. Ранее проведенный нами анализ показал, что для будущих космических оранжерей (КО) предпочтительна конструкция с плоской посевной поверхностью и наличием отдельных модулей (вегетационных камер), связанных единым управляющим центром. Такая конструкция предусматривает возможность размещения вегетационных камер в различных частях каюты, использование КО в полном объеме или частично в зависимости от обстоятельств и одновременное выращивание несколько видов растений для более полного удовлетворения эстетических и вкусовых предпочтений каждого члена экипажа.

КО будет сконструирована с учетом опыта создания исследовательской автоматической космической оранжереи «Лада». К настоящему моменту нами разработана и испытана в длительных полетных экспериментах современная аппаратура контроля и управления параметрами среды обитания растений, а также технология их культивирования. Размеры, особенности конструкции и энергопотребление КО модульного типа будут определены после проведения подготовительного этапа.

ВЛИЯНИЕ 6-ЧАСОВОЙ И 3-СУТОЧНОЙ ОПОРНОЙ РАЗГРУЗКИ НА ТОНУС МЫШЦ СПИНЫ

***И.В. Рукавишников, Л.Е. Дмитриева, Т.Б. Кукоба,
Е.С. Томиловская, И.Б. Козловская***
ГНЦ РФ – ИМБПРАН

sapsan.box@gmail.com

В исследовании приняло участие 12 здоровых испытуемых-добровольцев, 7 из которых находились в условиях 3-суточной "сухой" иммерсии и 5 - в условиях 6-часовой "сухой" иммерсии (СИ). Тонус мышц спины оценивали по показателям поперечной жесткости исследуемых мышц методом резонансной вибрографии. В эксперименте с 7-суточной СИ тестирование проводили дважды до начала СИ, ежедневно в ходе нее и дважды по ее завершении; в короткой, 6-часовой СИ тестирование проводили дважды до, через 1 и 4 часа после начала СИ, а также в течение первого часа после ее

завершения. Тестирования проводили при положении испытуемого лежа на животе, руки вытянуты вдоль туловища, голова повернута к левому плечу. Испытуемому давали инструкцию максимально расслабить мышцы спины, выполнение задания контролировали с помощью записи электромиограммы исследуемых мышц. Анализ данных показал, что пребывание в условиях безопорности сопровождается резким снижением тонуса мышц-разгибателей спины, особенно выраженным в первые часы и дни воздействия. Полученные результаты позволяют предположить, что атония мышц спины вносит определенный вклад в увеличение длины позвоночника и развитие хорошо известного синдрома болей в спине, часто описываемого в ходе космических полетов и в условиях "сухой" иммерсии.

Работа поддержана грантом РФ № 14-25-00167.

ВЛИЯНИЕ ОПОРНОЙ РАЗГРУЗКИ НА ТОРМОЗНЫЕ ПРОЦЕССЫ В МОТОНЕЙРОННОМ ПУЛЕ ПОСТУРАЛЬНЫХ МЫШЦ

Т.А. Шигуева, А.З. Закирова, Е.С. Томиловская,

И.Б. Козловская

ГНЦ РФ – ИМБП РАН

t.shigueva@gmail.com

В целях исследования природы гипогравитационной гиперрефлексии сухожильных рефлексов, развивающейся закономерно в невесомости и моделирующих ее условиях, исследовали влияние 3-суточной «сухой» иммерсии на временные и амплитудные характеристики перистимульных гистограмм активности двигательных единиц (ДЕ) разгибателей голени – *m. soleus* и *m. gasrtocnemius* при реализации рефлекторных ответов, вызываемых электрическим раздражением *n.tibialis* надпороговой (5% выше порога ответа) и субмаксимальной (80 % от максимального ответа) интенсивности.

После реализации моторного ответа на раздражение в перистимульных гистограммах обеих мышц регистрировали торможение активности ДЕ (период молчания), длительность которого в контроле составляла в *m. soleus* 220 мс, в *m. gasrtocnemius* – 230 мс, после которого активность ДЕ выражено возрастала – феномен «отдачи». Известно, что снижение активности ДЕ после реализации моторного ответа обуславливается процессами следового торможения, а последующее облегчение – следовыми возбуждательными влияниями. В условиях СИ длительность периода молчания в активности ДЕ обеих мышц достоверно уменьшалась, составляя на 2-е сутки СИ около 100 мс, а феномен отдачи не наблюдался вовсе.

При ежедневном предъявлении в ходе иммерсии раздражений опорных зон стоп в режиме локомоций (2 часа/сутки) характеристики следовых процессов в активности ДЕ не изменились. Результаты проведенных иссле-

дований позволяют заключить, что а) в генезе гипогравитационной гиперрефлексии спинальных механизмов существенная, а возможно, и основная роль принадлежит снижению интенсивности тормозных процессов и б) генератором этих тормозных процессов в системе спинальных проприоцептивных рефлексов является опорная афферентация.

СИГНАЛЬНЫЕ ПУТИ РЕГУЛЯЦИИ СИНТЕЗА БЕЛКА В M. LONGISSIMUS DORSI И M. GASTROCNEMIUS MEDIALIS МЫШИ ПОСЛЕ 30-СУТОЧНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЁТА И ПОСЛЕДУЮЩЕГО ВОССТАНОВЛЕНИЯ

Т.М. Мирзоев, С.А. Тыганов, Ю.Н. Ломоносова

ГНЦ РФ – ИМБП РАН

Цель настоящего исследования состояла в оценке регуляции синтеза белка по ключевым маркерам анаболических внутриклеточных сигнальных путей (IRS-1, p-p70^{S6k}, eEF2, p-Akt, p-GSK-3 β) в m. longissimus dorsi и m. gastrocnemius medialis мышцы после 30-суточного космического полёта (био-спутник «БИОН-М» №1) и 8-суточного восстановления.

Содержание маркеров анаболических сигнальных путей в скелетных мышцах мышей было определено с помощью гель-электрофореза с последующим иммуноблоттингом.

Содержание IRS-1 в m. longissimus dorsi после 30-суточного полёта не отличалось от группы контроля, однако в группе восстановления его уровень был достоверно выше. Уровень элонгационного фактора eEF2 в m. longissimus dorsi был повышен в группе восстановления после полёта, но не в группе полёта. В m. gastrocnemius medialis 30-суточный космический полёт привёл к достоверному снижению содержания IRS-1 и p-GSK-3 β , при этом содержание данных белков было восстановлено к 8-м суткам реадaptации. Статистически значимых изменений содержания p-AKT, p-p70s6k, p-eEF2 в m. gastrocnemius medialis после космического полёта выявлено не было.

Таким образом, было показано, что в m. longissimus dorsi в период восстановления, по-видимому, происходит интенсификация белкового синтеза за счёт активации IRS-1-зависимого анаболического сигнального пути и увеличения нефосфорилированного eEF2. В то же время, в m. gastrocnemius medialis достоверных данных об изменении активности анаболических сигнальных путей в период восстановления получено не было. Однако, в m. gastrocnemius medialis 30-суточный космический полёт привёл к снижению нескольких маркеров, принимающих участие в регуляции белкового синтеза в скелетной мышце.

Работа была выполнена при поддержке программы фундаментальных исследований РАН.

**ВЛИЯНИЕ МАЛЫХ ДОЗ ГАММА-ОБЛУЧЕНИЯ НА РЕПРОДУКТИВНУЮ
ФУНКЦИЮ ЯПОНСКОГО ПЕРЕПЕЛА****ГНЦ РФ – ИМБП РАН****Т.С. Гурьева, О.А. Дадашева, В.В. Цетлин, О.А. Медникова, В.Н. Сычев**gurieva@imbp.ru

В последние годы ученые установили, что действие ионизирующего излучения на биологические объекты приводит к серьезным генетическим изменениям. Для оценки хронического воздействия малых доз гамма-излучения на репродуктивную функцию японского перепела были проведены эксперименты на двух поколениях. Сперматогенез является одним из наиболее динамичных процессов в живом организме, что делает его крайне чувствительным к действию повреждающих агентов. Перепелиные яйца, заложенные на инкубирования, в течение всего периода эмбрионального развития подвергались воздействию γ -облучения в дозах 138 - 600 мкГр. Объектом исследования были самцы перепелов в возрасте 34, 45 и 60 суток после вылупления 1-го и 2-го поколения. При патолого-анатомическом вскрытии самцом 1-го поколения было выявлено отставание в развитии семенников птиц на уровне их веса и дифференцировки половых клеток. При исследовании мазков гомогената семенников выявлено не только отставание в развитии сперматогенного эпителия, но и изменения в уровнях сперматогенеза клеточной популяции в зависимости от дозы облучения. На препаратах мазков семенников самцов, достигших половозрелости (45 с.), обнаружены патологичные сперматозоиды с нарушением строения головки, а также погибшие сперматиды и сперматозоиды. Для выяснения мутагенного влияния хронического γ -облучения на пренатальное развитие перепелов от взрослых птиц первого поколения были собраны яйца и заложены на инкубирование. На 17-ые сутки инкубирования вывелись птенцы. По достижению половозрелости самцы перепелов были забиты с забор органов для приготовления препаратов. Результаты гистологических исследований препаратов показали, что особенно сильное воздействие оказало облучение на развитие сперматогенного эпителия репродуктивных органов самцов. Наблюдается прямая зависимость степени нарушений в спермо- и спермиогенезе клеток эпителия семенников в зависимости от дозы облучения. Причем, гибель и дегенерация половых клеток в основном происходит на стадиях созревания и дифференцировки сперматид в период спермиогенеза, особенно при γ -облучении яиц дозой в пределах 600 мкГр. Таким образом, выявленные деструктивные изменения половых органов самцов перепела проявляются в нарушении процесса сперматогенеза и могут привести к неблагоприятным генетическим последствиям.

**ОКИСЛИТЕЛЬНО-ВОССТАНОВИТЕЛЬНЫЕ РЕАКЦИИ
РАЗБАВЛЕННЫХ ВОДНЫХ РАСТВОРОВ НА ВОЗДЕЙСТВИЕ
ИЗЛУЧЕНИЙ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ**

В.В. Цетлин

ГНЦ РФ – ИМБП РАН

v.tsetlin@mail.ru

Наши соотечественники В.И. Вернадский и А.Л. Чижевский и В.В. Ковальский обнаружили в процессах, протекающих в биосфере Земли и в жизни человека, а также в геохимической среде ведущую роль играют природные циклы и ритмы, связанные с цикличностью глобальных космических процессов. Обнаруженную удивительно высокую чувствительность живых организмов к низким, порой ничтожно малым изменениям интенсивности потоков солнечного излучения Чижевский связывал с активацией воды под действием космического электромагнитного излучения (ЭМИ), сопровождающего появление на поверхности Солнца пятен, протуберанцев, вспышек и т.п.. Однако, большей конкретизации об источниках и видах излучения и о природе изменений, возникающих в воде или в водной среде организмов, он и другие исследователи солнечно-земных связей в своих представлениях не высказывали.

Наша многолетняя работа по практически непрерывному круглосуточному измерению электрических токов в водных электрохимических ячейках, заполненных водой высокой очистки (исходная удельная проводимость ниже 0,3 мкСм/см), показала, что токи испытывают зависимости от времени суток и сезона проведения эксперимента заметные вариации. В частности, в динамике токов были зафиксированы аномальные понижения токов во время солнечных и лунных затмений, извержения исландского вулкана и ряда сильных южных землетрясений. Обнаруженные закономерности вариаций токов в воде позволяют, по нашему мнению, приблизиться к раскрытию механизма активации воды во внешней окружающей среде. Анализ состава продуктов химических реакций, вызванных электромагнитной активацией воды показывает, что по своей природе электрические токи в ячейке задаются скоростью окислительно-восстановительных реакций, протекающих как на металлических электродах, так и в объеме ячейки. Важнейшими оксидантами, образующимися при активации молекул воды низко интенсивным электромагнитным излучением, является супероксид кислорода O_2^- , пероксид водорода H_2O_2 , гидроксид-ион OH^- и другие интермедиаты, определяющие оксидантный (биотропный) статус водной среды. Как показали прямые измерения окислительно-восстановительного потенциала (ОВП) и водородного показателя pH заполняющей ячейку воды, во время лабораторного моделирования воздействия космического ЭМИ, было установлено, что к закис-

лению воды может приводить воздействие ЭМИ не только в миллиметровом (как это ранее считалось), но и в более длинноволновом-метровом диапазоне. В зависимости от удельной мощности в пределах $10^{-8} \div 10^{-6}$ Вт/см², характерном для интенсивности космического излучения на уровне поверхности Земли, достигнутый ОВП может сохраняться еще в течение 1-2 суток спустя.

Рассматриваемые в настоящей работе вопросы происхождения вариаций свойств воды актуальны в связи с необходимостью разработки методов контроля и прогноза радиационных воздействий на космонавтов и летчиков и выработке профилактических мер, обеспечивающих безопасность экипажей самолетов и космических аппаратов. Выявление закономерностей реакции воды и живых организмов на действие слабых факторов окружающей среды приобретает в связи с этим особое значение.

Секция 21

Космическая навигация и робототехника**К ИССЛЕДОВАНИЮ АВТОКОЛЕБАНИЙ СИСТЕМ С СУХИМ ТРЕНИЕМ***С.А. Черников**МГТУ им. Н.Э. Баумана*sa_chernikov@mail.ru

Рассматривается виброзащитная система, объект виброзащиты которой связан с присоединенной массой сухим трением, или, в общем случае, двух-массовая система с сухим трением в кинематической паре. Известно, что сухое трение оказывает дестабилизирующее влияние на устойчивость системы и является одной из причин возникновения в системе автоколебаний. Для исследования динамики систем с сухим трением в инженерной практике, обычно, пользуются методом гармонической линеаризации, обосновывая возможность его применения тем, что порядок числителя передаточной функции приведенной линейной части на единицу меньше порядка ее знаменателя, что обеспечивает ее фильтрующее свойство. Однако в области низких частот (меньше резонансных) свойство обобщенного фильтра не выполняются, вследствие чего аргумент нелинейной функции значительно отличается от синусоиды, чувствительность периодического решения к высшим гармоникам и малым параметрам возрастает, и формальное применение метода первой гармоники вносит значительные погрешности в определение параметров периодического решения. В области релейных колебаний, т.е. таких, когда за полупериод колебаний происходит одно переключение, проблема решается на основе разделения линейной части системы по фильтрующим свойствам и частотного метода Я.З. Цыпкина. Дана сравнительная оценка параметров автоколебаний, полученных методом первой гармоники и предлагаемым методом.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ДЕКОМПОЗИЦИИ ЭМПИРИЧЕСКИХ МОД В ГИРОСКОПИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ*А.И. Баландин, К.О. Барышников**филиал ФГУП «ЦЭНКИ» НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова*baryshnikovko@gmail.com balandin.niipm@gmail.com

Для повышения точности определения траектории скважины при работе инклинометра в непрерывном режиме, рассматривается применение современных методов обработки сигналов поступающих с чувствительных

элементов скважинного прибора инклинометра. Предлагается использовать для обработки сигналов с ВОГ преобразование Гильберта-Хуанга и в частности эмпирическую модовую декомпозицию. Этот метод в настоящее время активно применяется в различных областях науки и техники, таких как гравиметрия, медицина, обработка акустических сигналов и т.д.

Преобразование Гильберта-Хуанга включает в себя алгоритм эмпирической модовой декомпозиции, используемой для разложения сигналов на набор компонент с последующим анализом его частотно-временного распределения с помощью преобразования Гильберта.

Достоинством является высокая адаптивность, связанная с тем, что базисные функции для разложения сигнала конструируются непосредственно из самого исследуемого сигнала. Это позволяет учесть локальные особенности сигнала, внутреннюю структуру и присутствие различных видов помех.

Метод эмпирической модовой декомпозиции основан на предположении, что любые данные состоят из суммы различных колебательных процессов. Каждый из этих колебательных процессов может быть представлен функцией внутренней моды со следующими свойствами:

1. Количество экстремумов и количество пересечений нуля должно или быть равным, или отличаться на единицу.

2. В любой точке среднее значение огибающих, определенных локальными максимумами и локальными минимумами, является нулевым.

Таким образом, в процессе декомпозиции производится разложение исходного сигнала на сумму функций внутренних мод и остатка, часто имеющего вид тренда.

Как показывает практика компоненты разложения обычно физически значимы и отображают различные физические процессы, сформировавшие исходный сигнал.

Отбрасывание первых функцией внутренней мод позволяет избавиться от шумовых составляющих и повысить соотношение сигнал/шум.

СИСТЕМА РЕГИСТРАЦИИ И ВИЗУАЛИЗАЦИИ ДВИЖЕНИЯ ОБЪЕКТОВ

А.В. Мищенко, Н.Н. Фащевский, С.Н. Черепанов, В.Г. Чернышов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

fashnic@mail.ru, sergey0311@gmail.com

Системы регистрации и визуализации движения объектов для объектов, структура которых аналогична структуре скелета человека реализованной на принципах инерциальной навигации, методов комплексной и распределенной обработки информации в реальном масштабе времени характеризуются рядом достоинств, основными из которых являются отсутствие ограничений на пространственное положение и передвижение объекта и специальных

требований к операционным ресурсам вычислительных устройств, обеспечивающих функционирование системы.

В докладе рассмотрен программно-аппаратный комплекс в составе:

- модернизированной малогабаритной поворотной установки; устройство сопряжения датчиков первичной информации модернизированной малогабаритной установки с вычислительным устройством управления и регистрации;
- устройство сопряжения датчиков первичной информации входящих в состав системы регистрации и визуализации движения объектов с вычислительным устройством управления и регистрации;
- вычислительное устройство управления стендом, регистрации информации с датчиков первичной информации стенда и датчиков первичной информации системы регистрации и визуализации движения объектов;
- специализированное системное и прикладное программное обеспечение.

Состав и структура программно-аппаратного комплекса обеспечивает решение следующих задач:

- регистрация и визуализация в реальном масштабе времени информации с датчиков первичной информации стенда и датчиков первичной информации системы регистрации и визуализации движения объектов;
- идентификацию параметров передаточной функций датчиков системы регистрации и визуализации движения объектов.

Результаты идентификации параметров передаточной функции датчиков первичной информации системы регистрации и визуализации позволяют обеспечить требуемое качество функционирования системы.

Применение предлагаемого подхода гарантирует соответствие генерируемого кода и документации разрабатываемым моделям и позволяет сократить затраты на разработку программного обеспечения системы управления самолетом и его сертификацию.

ПРИМЕНЕНИЕ ВЕЙВЛЕТ-ТРЕШХОЛДИНГА В ГИРОСКОПИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ

А.И. Баландин, К.О. Барышников

филиал ФГУП «ЦЭНКИ» НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

baryshnikovko@gmail.com balandin.niipm@gmail.com

В докладе представлены результаты применения вейвлет-трешхолдинга для предварительной обработки первичной информации, поступающей с микромеханических вибрационных гироскопов (ММВГ) в малогабаритную бесплатформенную гироскопическую систему ориентации (БГСО). Для выполнения прямого вейвлет-преобразования, вейвлет-трешхолдинга и обратного вейвлет-преобразования используется мощный

сигнальный процессор типа 1892ВМ8Я, выполненный по технологии «система на кристалле».

Экспериментальные данные, полученные во время испытаний гироскопических приборов, зачастую содержат процессы нестационарной природы, понять причину возникновения которых возможно при помощи вейвлет-анализа (от англ. wavelet – всплеск). Свойства вейвлет-анализа, в отличие от анализа преобразования Фурье, позволяют локализовать не только частотные составляющие сигнала, но и изменения их в течение времени.

Существует множество разновидностей вейвлет-трешхолдинга, но все они основаны на одном принципе: каждый коэффициент вейвлет-преобразования сравнивается с вычисленным определенным образом пороговым значением и изменяется в зависимости от типа вейвлет-трешхолдинга.

В докладе будут описаны и оценены различные типы вейвлет-функций, методы вейвлет-трешхолдинга, а так же различные способы определения порогового значения вейвлет-трешхолдинга в контексте фильтрации сигналов гироскопических датчиков. Особое внимание будет уделено методике определения оптимальных параметров вейвлет-трешхолдинга в зависимости от характеристик выходного сигнала ММВГ и воздействия фильтрации на точность БГСО.

ОЦЕНКА ВЕРОЯТНОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТНОГО ЗАДАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А.В. Мищенко, Н.Н. Фашчевский, В.Г. Чернышов
МГТУ им. Н.Э. Баумана

fashnic@mail.ru

Требования к эффективности и качеству опытно-конструкторских работ при разработке пилотажно-навигационных комплексов летательных аппаратов (ПНК ЛА) выдвигают задачу оценки вероятностных характеристик выполнения полетного задания или его этапа. С формальной точки зрения взаимосвязь между операциями управления ЛА при выполнении полетного задания наиболее просто описывается сетевыми моделями. Поскольку успех выполнения полетного задания или его этапа зависит успешного выполнения каждой операции по управлению ЛА, которые определяются составом, структурой, техническим состоянием ПНК, внешними условиями и психофизиологическим состоянием экипажа, то сеть должна иметь стохастическую структуру. Узлы такой стохастической сети характеризуют состояние системы, а дуги как функции перехода из одного состояния в другое.

В докладе рассмотрены:

- элементы теории стохастических сетей используемых при разработке методики оценки вероятности выполнения полетного задания ЛА;

- модель программы для оценки вероятности выполнения полетного задания ЛА на унифицированном языке моделирования (UML);
- программная реализация на языке программирования системы аналитических вычислений, методики расчета вероятности выполнения полетного задания ЛА;

С целью иллюстрации методики расчета и демонстрации, функциональных возможностей разработанной программы представлен расчет вероятностных характеристик специально упрощенный пример выполнения одного из этапов полетного задания - режим посадки ЛА.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

Д.А. Бордачев

филиал ФГУП «ЦЭНКИ» НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

В.П. Подчерзцев

МГТУ им. Н.Э. Баумана

fara0n69@rambler.ru podch@list.ru

Высокие точностные характеристики систем ориентации космического назначения предъявляют соответствующие требования к параметрам термостатирования гироскопических чувствительных элементов. В данной работе исследуется система ориентации на базе двухступенных поплавковых интегрирующих гироскопов с газодинамической опорой ротора и системой магнитного центрирования поплавка. Особенностью этих гироскопов является наличие зависимости точностных параметров, в частности стабильности нулевого сигнала, от температуры его корпуса. Система термостатирования прибора-прототипа обеспечивает точность поддержания температуры корпуса гироскопа $\pm 0,1$ °С, что недостаточно для обеспечения требуемой стабильности нулевого сигнала на уровне $\pm 0,002$ °/ч. Поэтому с целью повышения точностных характеристик системы ориентации требуется модернизированная системы термостатирования (СТС) чувствительного элемента (ЧЭ), обеспечивающая следующие параметры:

- 1) энергопотребление в установившемся режиме не более 32 Вт;
- 2) точность поддержания температуры ЧЭ не хуже $\pm 0,02$ °С;
- 3) работа при температурах основания прибора от 0 до 35 °С.

В докладе рассмотрена схема построения индивидуальной двухконтурной СТС гироскопа, где 1-й контур поддерживает температуру вокруг корпуса ЧЭ с точностью $\pm 0,2$ °С, а 2-й контур – непосредственно корпуса ЧЭ при температуре 60 °С с точностью $\pm 0,02$ °С. Для анализа СТС в работе использованы программные средства ANSYS и Simulink. В среде ANSYS производится расчет параметров тепловой модели, используемых далее для Simulink-модели, в

которой реализованы алгоритмы управления контурами СТС, позволяющие проводить полноценный анализ в динамическом режиме.

Также в докладе представлены результаты моделирования системы термостатирования и сравнения с экспериментальными данными, предложены направления дальнейших работ.

ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ ТЕНЗОРНЫХ ГРАВИТАЦИОННО-ГРАДИЕНТНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ НА БАЗЕ МЭМС И НЭМС ТЕХНОЛОГИЙ

А.И. Сорока, В.В. Попадьев, С.В. Микаэльян,

А.И. Полубехин, В.Ю. Цыганков

МГТУ им. Н.Э. Баумана

sorokaai@rambler.ru

Показаны перспективы создания тензорных гравитационно-градиентных измерительных систем (ТГГИС), построенных на основе высокочувствительных тепловых, электростатических, сверхпроводящих и других акселерометров с разрешением 10^{-9} - 10^{-12} g и динамическим диапазоном измерений 180-240 дБ, для выполнения глобальной съемки аномального гравитационного поля Земли, оперативного прогноза землетрясений, мониторинга гравитационного поля астероидов, опасных естественных и искусственных небесных тел, геофизической разведки и контроля уровня заполняемости топливо-газовых и водохранилищ. Рассмотрены оригинальные острорезонансные схемы построения ротационной ТГГИС на основе фундаментальных исследований научной школы академика РАН А.А. Красовского кафедры 37 ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского и научного задела кафедры СМ5 МГТУ им. Н.Э. Баумана с использованием перспективных микросистемных, волоконно-оптических и криогенных технологий, а также совместных конструкторско-технологических разработок с известными предприятиями КБМ, КБТМ, РПКБ, КБП, ЦНИИМашиностроения и другими организациями.

Ротационная ТГГИС со встроенными МЭМС имеет следующие преимущества: высокое быстродействие от 0,1 до 0,001 с, повышенную чувствительность измерений от 0,0005 до 0,01-0,1 Этвеш ($1 \text{ Этвеш} = 10^{-9} \text{ c}^{-2}$), рациональный динамический диапазон измерений от 80 до 140 дБ и уникальную помехозащищенность от широкополосных бортовых линейных и угловых ускорений (помех).

Определены перспективы создания ТГГИС на базе нано-электромеханических систем (НЭМС), включающих оптронные автокомпенсационные МЭМС с технологией вложения систем и гравичувствительные биоэлектрические резонаторы. В дальнейшем предполагается разработка ряда оригинальных технических решений, программного обеспечения и создание новой системы автоматизированного проектирования ТГГИС. В пер-

спективе будут определены направления разработки промышленных технологий изготовления, сборки, отладки, лабораторно-стендовых и натурных испытаний основных узлов, блоков, агрегатов и контроллеров ТГГИС различного применения с чувствительностью измерений в 10^{-1} - 10^{-4} Этвеш.

АНАЛИЗ АЛГОРИТМА АДАПТИВНОГО ОЦЕНИВАНИЯ В ЗАДАЧАХ ОБРАБОТКИ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

Лян Цин, В.Д. Арсеньев, Гао Линь

МГТУ им. Н.Э. Баумана

liangqing1688@gmail.com

В настоящее время при решении задачи обработки навигационной информации широко используется фильтр Калмана, т.к. он позволяет осуществить оптимальное оценивание вектора состояния. Однако при формировании алгоритма фильтрации необходимо знать динамическую модель переменных и иметь априорные знания о случайных процессах. Чаще всего большая часть этой информации неизвестна. Этот факт приводит к необходимости использования адаптивного фильтра (АФ). В общем случае существуют два типа адаптивных фильтра: АФ неизвестной передаточной функции и АФ неизвестных статистических характеристик входных и измерительных шумов. В данной работе рассмотрены свойства и взаимосвязи адаптивных фильтров, а так же проанализированы ограничения их точности и условия применения.

Адаптивный фильтр первого типа решает задачу оценивания передаточной функции с помощью измерительных данных. В работе использован метод наименьших квадратов, который в частности используется для определения параметров орбиты космического аппарата. Анализ результатов моделирования приводит к заключению о том, что необходимым условием определения параметров модели является полная наблюдаемость вектора состояния. Заметим, что трудно одновременно оценить передаточную функцию вместе с начальными условиями. Точность оценки не только зависит от уровня шума, но и от начальных условий переменных. Эти недостатки позволяют сформировать алгоритмы АФ второго типа.

Качество оценивания фильтра может быть повышено посредством настройки ковариационной матрицы шума, т.е. использованием АФ второго типа. При этом метод разбиения матрицы на блоки предлагается использовать с целью сравнения влияния входного и измерительного шума. Вместе с тем предлагается новый метод для выбора ковариационной матрицы входного шума. Результаты моделирования подтвердили справедливость результатов теоретических исследований.

УПРАВЛЕНИЕ БЕСПИЛОТНЫМИ СИСТЕМАМИ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ

*А.А. Лабужева, А.В. Мищенко, Н.Н. Фащевский, В.Г. Чернышов
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)*

anna-labusheva@mail.ru fashnic@mail.ru

Современный этап развития авиационной техники характеризуется возрастающей ролью беспилотных систем при решении народнохозяйственных и специальных задач. Одной из основных задач обеспечивающих эффективное использование беспилотных авиационных систем различного класса и назначения является решение проблемы способов, методов и форм представления информации, необходимой оператору для выполнения полетного задания.

В докладе представлен анализ и классификация 974 беспилотных авиационных систем различного класса и назначения из 48 стран мира. Приведен обзор современных технических средств и информационных технологий передачи и отображения информации, рассмотрены и классифицированы способы и методы представления информации оператору беспилотной авиационной системы.

Для оценки эффективности применения средств передачи и представления информации, оператору беспилотной авиационной системы, предложена структура программно-аппаратного комплекса полунатурного моделирования системы «оператор-беспилотная авиационная система» в реальном масштабе времени. Функционально программно-аппаратный комплекс состоит из следующих взаимодействующих подсистем:

- подсистема, обеспечивающая функционирование имитаторов бортового оборудования автопилота беспилотного летательного аппарата;
- подсистема, обеспечивающая имитацию движения беспилотного летательного аппарата;
- подсистема, обеспечивающая представление информации оператору беспилотной авиационной системы.

Особенностью разрабатываемого программно-аппаратного комплекса являются использование серийно выпускаемые средства обеспечения обработки, приема/передачи, ввода/вывода информации.

По результатам выполняемых исследований планируется оценить эффективность способов, методов и форм представления информации оператору информации, необходимой для решения задач управления беспилотной авиационной системой.

**МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ ДНГ В РЕЖИМЕ ДАТЧИКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ
ПРИ ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ**

*В.П. Подчерзцев,
МГТУ им. Н.Э. Баумана
А.О. Колесников*

*филиал ФГУП «ЦЭНКИ» НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова
podch@list.ru a-kolesnikov90@bk.ru*

Системы контроля и управления ориентацией различных объектов космической техники используют в качестве чувствительных элементов, помимо других типов гироскопов, также и динамически настраиваемые гироскопы (ДНГ), работающие в режиме датчика угловой скорости. Особенностью этих гироскопов являются малые допустимые углы поворота ротора относительно корпуса (менее 20угл. мин.), а также высокая добротность упругого карданного подвеса и минимальная толщина его упругих элементов (менее 40мкм), вследствие чего требуется повышенное внимание при оценке их работоспособности в условиях различных механических воздействий. Контакт ротора и упора при превышении линейной зоны контура обратной связи приводит к вынужденным нутационным колебаниям гироскопа и нарушению его работоспособности. Следствием возможного насыщения усилителя контура обратной связи при экстремальных эксплуатационных воздействиях могут быть как погрешности измерения угловой скорости, так и автоколебания ДНГ в режиме датчика угловой скорости, а также снижение его измерительного частотного диапазона.

В данной работе составлены уравнения движения ДНГ в режиме датчика угловой скорости с учетом нелинейности кинематики гироскопа, угловой жесткости подвеса, выходного напряжения усилителя обратной связи и изменения собственной скорости вращения ротора. Разработана модель взаимодействия ротора ДНГ с ограничительным упором при больших отклонениях ротора, в которую включены упругие и фрикционные силы, возникающие при контакте ротора и упора. На основе полученных соотношений составлена модель гироскопа в программной среде MatLab (Simulink) учитывающая указанные особенности движения. Представлены результаты моделирования движения ротора гироскопа при различных экстремальных эксплуатационных воздействиях.

Работа может представлять интерес инженерам и специалистам в данной области, а также студентам старших курсов соответствующих специализаций.

**МОДЕЛИРОВАНИЕ АМОРТИЗАТОРА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ С УДАРНЫМ
ВИБРОГАСИТЕЛЕМ*****В.П. Подчезерцев******МГТУ им. Н.Э. Баумана******С.В. Топильская******филиал ФГУП «ЦЭНКИ» НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова******podch@list.ru sv_shindy@mail.ru***

Системы ориентации (СО) космических объектов испытывают значительные вибрационные и ударные нагрузки во время старта, а также при выполнении ряда маневров. Использование в качестве чувствительных элементов СО динамически настраиваемых гироскопов (ДНГ) имеющих, в силу специфики конструкции, высокую добротность механической системы требует разработки специальных амортизирующих устройств для защиты этих гироскопов от указанных механических воздействий.

В данной работе анализируется один из вариантов системы амортизации, в котором помимо упругих элементов, обеспечивающих требуемый частотный диапазон амортизируемой платформы, в качестве демпфирующего элемента используется динамический гаситель колебаний на базе ударного виброгасителя (УВГ). Конструктивно УВГ представляет собой набор грузов в виде стальных колец, разделенных между собой резиновыми шайбами, свободно двигающихся по направляющим стержням, закрепленным на амортизируемой платформе. Грузы виброгасителя могут совершать либо свободное движение вдоль направляющей, либо упруго-демпфированное движение, находясь в контакте с другими грузами или концами направляющих стержней через резиновые шайбы. При вибрации или ударном воздействии на амортизируемую платформу происходит периодическое изменение типа движения грузов УВГ, сопровождающееся упруго-пластической деформацией резиновых шайб и трением между грузами и направляющими, что эффективно снижает коэффициент динамичности системы амортизации на собственной частоте. Для анализа работы амортизирующего устройства с ударным виброгасителем составлены уравнения его движения и в программной среде MatLab (Simulink) проведен анализ нелинейных уравнений движения данной механической системы. Представлены некоторые результаты моделирования амортизатора при различных эксплуатационных воздействиях.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОВОРОТНО-АРРЕТИРУЮЩЕГО МЕХАНИЗМА ПРЕЦИЗИОННОГО ПОВОРОТНОГО СТЕНДА

В.П. Подчезерцев, Тан Синюань

МГТУ им. Н.Э. Баумана

podch@list.ru, tangxingyuan@mail.ru

Для калибровки прецизионных гироскопических приборов используют специализированные поворотные стенды, обеспечивающие точный разворот относительно географической системы координат и надёжное арретирование. Среди наиболее известных зарубежных фирм-производителей данного оборудования можно отметить Acutronic (Швейцария), Ideal Aerosmith (США) и др. Номенклатура таких стендов выпускаемых во всем мире огромна и цена вполне соответствует тем уникальным возможностям по ассортименту испытываемых приборов, сервису и точности задаваемых воздействий, которые они обеспечивают. В то же время при известном ограничении типов испытываемых гироскопов и в силу простоты требуемой от таких устройств кинематики движения, очевидна возможность создания дешевых и несложных в изготовлении, но точных механизмов разворота.

В данной работе предлагается достаточно простое поворотное устройство на базе мальтийского креста, который дополнен механизмом точного и жесткого арретирования в фиксированных положениях. Решены проблемы совмещения этих двух функций без увеличения количества элементов механизма и его сложности. Проведен анализ кинематики предложенного устройства и оптимизация его параметров с учетом допусков на изготовление. Получены уравнения контактирующих поверхностей и условия оптимизации конструкции с учетом влияния ее жесткости на одновременное совмещение функций поворота и арретирования.

Работа может представлять интерес для специалистов, работающих с аппаратурой для испытаний прецизионных гироскопических чувствительных элементов.

ВЛИЯНИЕ ГАЗОВОЙ СРЕДЫ НА ТОЧНОСТЬ ДИНАМИЧЕСКИ НАСТРАИВАЕМЫХ ГИРОСКОПОВ

В.П. Подчезерцев, Цинь Цзыхао,

(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

podch@list.ru, qinzhao1215@163.com

Газовое заполнение внутреннего объема динамически настраиваемого гироскопа (ДНГ) обусловлено необходимостью уменьшения времени тепловой готовности прибора, снижения температурных градиентов, обеспечения работоспособности газодинамических опор и шарикоподшипников с целью предотвращения испарения смазки и, в целом, для повышения ресурса ра-

боты ДНГ. Однако газовая среда является источником газодинамических возмущающих моментов, которые оказывают существенное влияние на точность ДНГ.

В данной работе на основе решения уравнений Навье-Стокса анализируются особенности газодинамики ДНГ, определено движение газовых потоков в зазорах между ротором и корпусом, рассчитаны касательные силы и создаваемое этими потоками давление на поверхность вращающегося ротора гироскопа, получены аналитические выражения приложенных к ротору возмущающих моментов со стороны газовой среды. Представлена газодинамическая модель ДНГ, на базе которой определены эпюры давления и скоростей газа для различных радиальных и торцевых зазоров между ротором и корпусом прибора. Показаны основные особенности газовых потоков в конструкции ДНГ, даны соотношения газодинамических моментов, действующих на различные участки поверхности ротора. Приведены численные оценки величин возмущающих моментов для конкретных конструкций гироскопов с учетом различных газодинамических характеристик сред заполняющих внутренний объем динамически настраиваемых гироскопов.

Работа может быть полезна специалистам в данной области, а также студентам старших курсов соответствующей специализации.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея**Ракетные комплексы и ракетно-космические системы.
Проектирование, экспериментальная отработка,
лётные испытания, эксплуатация****ЭТАПЫ БОЛЬШОГО ПУТИ ОАО «ВПК «НПО МАШИНОСТРОЕНИЯ»
(К 60-ЛЕТИЮ ОСНОВАНИЯ ОКБ-52 В ГОРОДЕ РЕУТОВЕ)***В.А. Поляченко, Л.Д. Смирчевский, В.М. Чех***ОАО «ВПК «НПО машиностроения»**vpk@npomash.ru

В этом году исполняется 60 лет со дня основания в подмосковном Реутове на территории бывшего Реутовского механического завода нового ракетостроительного предприятия – ОКБ-52 главного конструктора В.Н. Челомея, ныне ОАО «ВПК «НПО машиностроения». Начало пути этому коллективу было положено в 1944 году, когда в период Великой Отечественной войны решением ГКО на авиационном заводе № 51 был назначен директором и главным конструктором В.Н. Челомей, которому было поручено создать первый в стране отечественный самолёт-снаряд. 70-летие с момента этого знаменательного события широко отмечалось в прошлом году.

Начиная с 1955 года ОКБ-52 (ЦКБМ/НПО машиностроения) включилось в разработку крылатых ракет второго поколения для вооружения подводных лодок и надводных кораблей Военно-морского флота, а с начала 60-х годов - в создание космических систем, ракет-носителей, и баллистических ракет стратегического назначения.

Эти новые направления работ были призваны содействовать оснащению Вооруженных сил страны самыми современными системами космической разведки, противоракетной и противоспутниковой обороны, ударными космическими средствами, обеспечению стратегического паритета с Соединенными Штатами Америки.

Благодаря поддержке Правительства этих инициатив генерального конструктора В.Н. Челомея, в ОКБ-52 и в городе развернулось строительство производственных корпусов, жилого фонда и социально-культурных объектов. За короткий период предприятие пополнилось многочисленным коллективом молодых выпускников авиационных и ракетостроительных специальностей лучших высших и средних учебных заведений. Самоотверженный труд работников предприятия по укреплению могущества нашей Родины заслужил высокую оценку руководства страны.

В наступивших сложных условиях конца XX века коллектив вместе с его руководителем Г.А. Ефремовым продолжил ту же линию на развитие оригинальных самостоятельных разработок ракетных и ракетно-космических систем для защиты Отечества по всем трём тематическим направлениям. НПО машиностроения не просто выжило в этих условиях, но и выработало собственный путь и принципы для восстановления и развития в последующие годы.

В настоящее время ОАО «ВПК «НПО машиностроения» является головной компанией мощной, экономически эффективной и конкурентоспособной на мировом рынке интегрированной структуры предприятий оборонно-промышленного комплекса. Его руководство во главе с генеральным директором, генеральным конструктором А.Г. Леоновым держит курс на техническое перевооружение производства, стендовой и экспериментальной базы для работ по приоритетной тематике. В области кадровой политики делается ставка на молодежь, поддерживая в то же время и ветеранов предприятия как хранителей опыта и знаний.

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 каждому из основных направлений деятельности корпорации.

В докладе приведены данные о развитии предприятия, полученные в результате исследования архивных и современных материалов.

К 100-ЛЕТИЮ РАБОТ Ф.А.ЦАНДЕРА ПО СОЗДАНИЮ СИСТЕМ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМОНАВТОВ

Я.М. Цандер

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

Фридрих Артурович Цандер — знаменитый российский ученый и изобретатель, один из пионеров ракетной техники. Многое из сделанного им было впервые в мире. Раньше, чем Константин Эдуардович Циолковский, Фридрих Артурович Цандер пришел к мысли об отбрасывании отработанных ступеней ракеты и о сжигании отработанных ступеней во время полета.

В 2014 году исполнилось 90 лет с момента того, как в 1924 году Цандер подал в Комитет по изобретениям свой проект самолета-ракеты. Эта идея настолько опередила время, что и сегодня, частично реализованная, она несёт в себе гигантский потенциал для будущих конструкторов ракетной и ракетно-космической техники.

Фридрих Артурович Цандер прожил недолгую жизнь, но по количеству сделанных им фундаментальных для современной космонавтики изобретений поставить в один ряд с ним можно разве что Константина Эдуардовича Циолковского.

В этом году исполняется 100 лет экспериментам Фридриха Артуровича Цандера по созданию системы жизнеобеспечения космонавтов. Он, в частности, выращивал овощи и бобовые культуры, применяя древесный уголь, как наиболее оптимальный грунт для использования на орбите.

Следует отметить и большой организаторский талант Фридриха Артуровича Цандера. С 1931 по 1932 год Группа изучения реактивного движения (ГИРД) под его председательством создала и запустила в 1933 году первую советскую ракету конструкции М. К. Тихонравова, а затем вторую по своему проекту.

МЕТОД ЦЕЛИ В PROJECT MANAGEMENT И БУДУЩЕЕ КОСМОНАВТИКИ

Л.С. Точилов

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

l.tochilov@mail.ru

В настоящее время, когда большинство аналитиков видят будущее российской космонавтики преимущественно в тёмных тонах, а редкие радужные перспективы недолговечны, крайне актуальным представляется реалистичный проект, представляющий интерес не для одного-двух предприятий, получивших выгодный заказ, а для большинства предприятий ракетно-космической отрасли.

Возможно ли это, учитывая то, что выгодных контрактов на всех не хватит? Как говорил Пол Бакхайт: "Если кто-нибудь скажет «это невозможно», его следует понимать, как «исходя из моего очень ограниченного опыта и узкого понимания действительности, это крайне маловероятно». Попробуем взглянуть на вопрос шире, используя, например, опыт Project Management. Фергус О'Коннэл, например, считает, что для успеха проекта важным является наглядное представление цели, которое предполагает создание мечты.

В нашем случае это должна быть мечта, которую бы могли разделить и признать своей большинство специалистов предприятий отрасли. То, что для успеха большого проекта, такого, как возрождение отечественной космонавтики, нужна общая цель, разделяемая большинством участников, в Project Management является аксиомой.

Проблема состоит в том, что её легко свести к формальности: "Кто против того, чтобы будущее отечественной космонавтики было прекрасным? Все, за. Ура, есть общая цель!". Однако в Project Management под целью подразумевается конкретный приз для каждого участника проекта. Об этом

сложно сказать лучше, чем Фергус О'Коннэл: "Вы начинаете мысленно представлять себе, какой будет жизнь после завершения проекта. Вы можете представить себе заработанную сумму, признание коллег и руководства, то, насколько сильнее будет выглядеть ваше профессиональное резюме, или, возможно, чувство личного удовлетворения. Если этот взгляд в будущее не зажигает вас, то, вероятно, не стоит заниматься этим проектом".

В статье исследуются возможности того, как "зажечь" большинство специалистов ракетно-космической отрасли, в том числе, молодых специалистов.

ОДНОСТУПЕНЧАТЫЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ

Б.И. Савельев

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

Одноступенчатые ракеты-носители отличаются целым рядом значительных преимуществ перед многоступенчатыми ракетами-носителями.

К этим преимуществам относятся:

- минимальная стоимость разработки и создания ракеты-носителя, максимальная ее надежность за счет использования единственной двигательной установки с ЖРД;
- отсутствие необходимости в полях падения отделяющихся составных частей ракеты-носителя;
- снижение уровня требований при выборе места размещения космодрома.

Перспективы разработки и создания одноступенчатых ракет-носителей в свое время были рассмотрены в книге В.И. Федосьева «Основы техники ракетного полета» (1979 г.).

Автор книги отрицал возможность разработки и создания одноступенчатых ракет-носителей с двигателями на химическом топливе.

Вопреки этому утверждению в НПО машиностроения показано, что такая возможность существует. Она основана на использовании простых нововведений в конструкцию ракеты-носителя - дополнительных топливных баков.

Предприятием подано три заявки на изобретения в части одноступенчатых ракет-носителей легкого, среднего и тяжелого классов, отличающихся числом дополнительных баков и схемой их размещения относительно основного бака ракеты-носителя.

Предприятием получен один патент на изобретение и два решения о выдаче патента.

НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ОЦЕНКИ ВОЗДЕЙСТВИЯ ИМПАКТНЫХ И СВЯЗАННЫХ С НИМИ СТРУКТУР НА ОБЛИК ЛУНЫ И ЗЕМЛИ

А.В. Благов

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

Среди недавно опубликованных в научно-технической литературе снимков необычных космических объектов есть два изображения открытого недавно астероида P/2013 P5 диаметром около 400 метров, сделанные с интервалом в две недели. Чем интересны эти снимки? Это первые снимки активного астероида! На них явно видны выбросы выходящие с боковой поверхности в виде струй, которые у комет называются хвостами, что свидетельствует о наличии у него вращательного движения и источника газа.

Подобные тела могут привести нас к принятию гипотезы об основополагающей роли нейтронного вещества при возникновении космических тел любого масштаба и о наличии внутри всех их центральной газовой полости. Наличие такой полости определяет особенности поведения планет и подобных им космических тел при столкновении с блуждающими космическими телами в виде астероидов, метеоритов или комет.

Эти особенности, определившими, к тому же, сегодняшней облик Земли и Луны и стали предметом анализа накопленных за последние годы данных при космических исследованиях с применением новейших средств регистрации широкого круга показателей, свойственным окружающим нас материальным телам космического происхождения. К тому же, эти астероиды могут подсказать человечеству единственный доступный, в ближайшей перспективе, способ борьбы с гигантскими астероидами, несущими неминуемую гибель на Земле не только цивилизациям, но и всему живому.

ИЗМЕРЕНИЕ ОТКЛОНЕНИЙ НАРУЖНОЙ ПОВЕРХНОСТИ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ОТ ЗАДАННОГО ТЕОРЕТИЧЕСКОГО КОНТУРА

Е.В. Жулина

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

Одним из этапов создания летательного аппарата (ЛА) является итоговая проверка отклонения реальной конструкции от заданного теоретического контура. Основная задача данной проверки состоит в измерениях отклонения кривизны оси изделия от номинального положения. Обычно эта проблема решается оптическим методом с помощью теодолитов и нивелиров. Особенностью этого метода является необходимость нанесения на поверхность изделия реперных знаков под установку нивелировочных линейек.

На сегодняшний день одним из перспективных направлений ракетно-космической техники является создание гиперзвуковых летательных аппаратов. При создании таких аппаратов выдвигаются повышенные требования к гладкости наружной поверхности изделия, и нанесение реперных знаков, необходимых для измерений оптическим методом, не допустимо. В связи с этим необходимо использовать альтернативные методы проведения измерений.

Одним из таких методов является проведение измерений с помощью координатно-измерительной машины (КИМ). Данный метод исключает необходимость нанесения реперных знаков на корпусные части изделия, но имеет основной недостаток: габариты измеряемого объекта значительно превышают рабочую зону машины, и для проведения измерений необходимо использовать приспособления для перемещения КИМ вдоль измеряемого объекта. Но в этом случае при каждой перестановке машины увеличивается систематическая погрешность измерений, которая может достигать значений, соизмеримых с технологической погрешностью изготовления изделия. Устранить этот недостаток можно путём нормирования систематической погрешности измерений и её учёта при обработке результатов.

Данный метод проведения измерений был разработан и применен при создании опытного образца перспективного ЛА. В дальнейшем полученные наработки возможно использовать для изделий-аналогов.

МЕТОДИКА ОБРАБОТКИ ДАННЫХ СТАТИСТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ НА ОСНОВЕ ВЕЙВЛЕТ-АНАЛИЗА

О.Л. Точилова

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

forpoint@yandex.ru

В докладе представлена новая методика обработки данных статистического моделирования, позволяющая автоматизировать процесс частотно-временного анализа получаемых сигналов. Работа методики основана на использовании вейвлетного и вейвлет-пакетного преобразований одномерных сигналов для получения их частотно-временных представлений и их дальнейшем анализе с заданными параметрами.

Разработанная методика позволяет:

- проводить частотно-временной анализ сигналов для заданных диапазонов частот на заданном отрезке времени;
- определять основные параметры найденных спектральных компонент: диапазоны частот, время их существования в сигнале и максимальное значение амплитуды;

- регулировать параметры анализа в зависимости от задачи (установка требуемых пороговых значений амплитуды спектральных компонент и их частотного разрешения, настройка чувствительности алгоритма к локальным особенностям анализируемых сигналов).

Для реализации методики разработан комплекс программ в среде MATLAB. В состав комплекса входят:

- модуль определения параметров вейвлет-разложения одномерного сигнала;

- модуль вейвлет-анализа одномерного сигнала с использованием полученных параметров.

Входными параметрами являются анализируемые сигналы, загрузка и обработка которых осуществляется последовательно в одном цикле. На выходе формируются текстовые файлы с полученной в результате обработки информацией о найденных спектральных компонентах. Таким образом, использование методики позволило:

- сократить время обработки данных не менее чем на два порядка;
- провести обработку данных с учётом большего числа параметров;
- повысить достоверность результатов обработки.

ВОССТАНОВЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ И ИДЕНТИФИКАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ЛА

Г.Г. Плавник, М.В. Зенченко

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

При анализе как летных, так и стендовых испытаний ракетной техники необходимо решать задачу восстановления неизмеряемых координат вектора состояния ЛА и идентификации характеристик ЛА. Актуальность этой задачи связана с ограниченностью бортовых средств измерений и того факта, что в реальных условиях полета реализуется априорно неизвестный режим возмущенного движения в условиях параметрической неопределенности.

Задача восстановления неизмеряемых координат вектора состояния ЛА может быть решена традиционными методами линейной оптимальной фильтрации при наличии измеряемых координат вектора состояния ЛА с учетом погрешностей измерений, а также с учетом возмущений, действующих на объект управления (внешних возмущающих моментов, обусловленных неточностями знания аэродинамических характеристик, эксцентриситетами тяги, ветровыми воздействиями и др.).

На основе восстановленных координат вектора состояния может быть решена задача идентификации характеристик ЛА.

В данной работе представлен новый комплексный подход к решению задачи восстановления неизмеряемых координат вектора состояния и идентификации характеристик беспилотного ЛА на примере его бокового движения.

Достоинствами данного подхода являются:

- возможность «бесшовной» интеграции в программных модулей восстановления и идентификации с увеличением скорости обработки информации;

- исключение возможности ошибок при переносе данных между программами;

- уменьшение трудозатрат.

В состав методики входят:

- математическая модель бокового движения ЛА;

- алгоритм восстановления параметров движения ЛА;

- модуль идентификации характеристик ЛА.

Составные части методики реализованы в программной среде Microsoft Visual C++.

МЕТОД РАСЧЕТА КОЭФФИЦИЕНТОВ СТАБИЛИЗАЦИИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЛА

Л.Е. Шатхина

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

Доклад посвящен актуальной задаче – определению коэффициентов стабилизации системы управления летательного аппарата (ЛА).

Существующие методы выбора коэффициентов стабилизации имеют общий рекомендательный характер и не позволяют формализовать и автоматизировать процесс расчета коэффициентов. Также эти классические рекомендации требуют экспертной оценки результата.

Предлагается проблему формализации и автоматизации выбора коэффициентов стабилизации для ЛА решить следующим образом:

1. Определяется пересечение областей устойчивости при различных допусках на параметры ЛА;

2. Определяются коэффициенты стабилизации при удовлетворительном быстродействии и сбалансированных запасах устойчивости по амплитуде, фазе и запаздыванию.

Апробация данного метода расчета коэффициентов стабилизации системы управления ЛА показала возможность формализации и автоматического определения коэффициентов стабилизации ЛА.

АНАЛИЗ ГАЗОГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ И МЕТОДОВ ИХ РАСЧЁТА НА ОСНОВЕ ОПЫТА ПРЕДПРИЯТИЯ В ОТРАБОТКЕ ПОДВОДНОГО МИНОМЕТНОГО СТАРТА

А.В. Плюснин, Л.А. Бондаренко, Ю.Р. Сабиров
ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

С позиций опыта, накопленного на предприятии при проведении и анализе натурных и крупномасштабных испытаний, анализируются характерные явления, сопровождающие подводный выброс ЛА из пускового контейнера по минометной схеме.

Применительно к участку движения в контейнере рассматриваются закономерности процессов, происходящих в заданном объеме контейнера (характер распределения газодинамических параметров, теплотери, вторичное догорание, выпадение сажи) и в зазоре между корпусом ЛА и боковой стенкой контейнера (предстартовый наддув, втекание воды в зазор при отсуствии или неполном наддуве контейнера).

Момент выхода ЛА из контейнера является началом стадии послестартовых процессов. В докладе анализируются формирование и разрушение газового пузыря, втекание воды в контейнер, сопровождающееся интенсивными колебаниями давления, и последующий продолжительный выход из контейнера парогазовых включений, а также характерные для данных процессов нагрузки на контейнер и ЛА.

В докладе представлен анализ инженерных подходов, применяемых на предприятии для расчета характеристик газогидродинамических процессов при подводном минометном старте. Анализ включает качественную оценку соответствия расчетных моделей наблюдаемым явлениям и возможных путей их совершенствования.

РЕКОНСТРУКЦИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ ПРИ НЕПОЛНОМ ОБЪЁМЕ ИЗМЕРЕНИЙ

А.В. Плюснин
ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

Комплексность задач, решаемых при натурных или крупномасштабных газодинамических испытаниях по отработке «минометной» схемы выброса ЛА, нередко затрудняет сопровождение этих испытаний детальными измерениями. Могут иметь место сбои в показаниях датчиков и в приеме телеметрической информации. Поэтому важно иметь способы удовлетворительной реконструкции отсутствующих данных по результатам частичных измерений.

В докладе рассмотрены два подхода к восстановлению параметров, характеризующих движение ЛА в пусковом контейнере. В первом из них предполагается, что удовлетворительно измерено либо ускорение ЛА, либо давление среды в заданном объеме (ЗО) контейнера. Восстановление второго из этих параметров, а также пути и скорости движения ЛА в контейнере осуществляется интегрированием уравнения продольного движения ЛА.

Второй подход применяется, если на участке движения в контейнере бортовой аппаратурой ЛА фиксируются лишь отдельные значения пути, скорости и ускорения. Хотя прямая интерполяция данных не годится, кинематические параметры возможно реконструировать за счет совместной аппроксимации имеющихся данных. Попутно обсуждается вопрос о требуемой частоте регистрации ускорения ЛА/давления среды в ЗО контейнера как с позиций теоремы Уиттекера – Котельникова – Шеннона, так и с позиций анализа физических процессов, реализующихся при минометном выбросе ЛА.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ С УЧЁТОМ ЯВЛЕНИЯ ВТОРИЧНОГО ДОГОРАНИЯ

А.В. Плюснин, Л.А. Бондаренко
ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

В газодинамических испытаниях (ГДИ), посвященных отработке «минометной» схемы выброса ЛА из пускового контейнера, необходимый объем измерений, позволяющий проводить достаточно полный анализ результатов, составляют измерения параметров движения ЛА, давления в заданном объеме (ЗО) контейнера и в камерах сгорания энергоисточников (ЭИ), обеспечивающих выброс, а также параметров теплообмена (температура среды, тепловой поток). В «минометной» схеме выброса движение ЛА в контейнере происходит, главным образом, под действием «поршневой» силы, создаваемой давлением продуктов сгорания ЭИ, так что заданные условия движения (скорость выхода ЛА, максимальные нагрузки) определяются графиком изменения давления среды в ЗО. При фиксированных геометрических и массовых характеристиках, давление в ЗО определяется соотношением массо-энергоприхода от ЭИ и тепловых потерь в элементы конструкции. Одной из целей анализа результатов ГДИ является определение коэффициента теплотерь, характеризующего указанное соотношение.

В докладе представлен способ определения коэффициента теплотерь в случае, когда в ГДИ наблюдается явление вторичного догорания (химическое взаимодействие недоокисленных продуктов сгорания ЭИ с кислородом, входившим в состав начальной среды ЗО). Предложенный способ основывается на проведении полных термохимических расчетов и построении зави-

симостей для внутренней энергии и приведенной газовой постоянной в функции температуры и концентрации кислорода в смеси с продуктами сгорания.

РАСЧЁТ НЕСТАЦИОНАРНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЛА С ЖИДКОСТЬЮ С ПОМОЩЬЮ ГРАНИЧНЫХ ИНТЕГРАЛЬНЫХ СООТНОШЕНИЙ

А.В. Плюснин, Л.А. Бондаренко
ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

Ряд внешних и внутренних задач нестационарного взаимодействия корпуса ЛА с жидкостью успешно решается в рамках модели идеальной несжимаемой жидкости (расчет присоединенных масс ЛА при движении в воде, расчет характеристик колебаний топлива в баках ЛА). При безотрывном движении жидкости (нет кавитации и срыва вихрей) эти задачи сводятся к краевым задачам для уравнения Лапласа. Как правило, для определения гидродинамических характеристик требуется знать решение лишь на границе жидкости. Тогда, согласно теории потенциала, краевую задачу можно заменить решением граничного интегрального уравнения (ГИУ), что снижает размерность вычислительной задачи на 1.

Эффективным способом решения ГИУ является метод граничных элементов. В докладе, на примере расчета присоединенных масс ЛА, описан удобный в инженерной практике вариант метода, основанный на формуле Грина. Значительное внимание уделено математическим свойствам исходной задачи и ее формулировок в виде ГИУ, которые необходимо учитывать для корректной организации вычислений. Например, если ЛА имеет оперение (тонкие поверхности, с двух сторон омываемые жидкостью), формула Грина, ввиду двустороннего интегрирования, вырождается в одно из предельных соотношений потенциала двойного слоя. Переход к одностороннему интегрированию приводит к ГИУ, мотивирующему применение существенно иного способа решения, называемого методом дискретных вихрей.

В качестве иллюстрации приведены результаты расчетов для тел простой геометрической формы.

**ИНЖЕНЕРНЫЕ МЕТОДЫ РАСЧЁТА ТЕПЛОБМЕНА В ВОЗДУШНОМ
ЛАМИНАРНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА ПРОНИЦАЕМОЙ ПОВЕРХНОСТИ
ПОЛУСФЕРЫ В ПРИБЛИЖЕНИИ ТЕРМОХИМИЧЕСКОГО РАВНОВЕСИЯ**

В.В. Горский, А.А. Оленичева

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

В докладе представлена автомодельная задача о стационарном течении воздуха в равновесном пограничном слое на поверхности сферы обтекаемой сверхзвуковым потоком многокомпонентной газовой смеси. При решении задачи принималось, что многокомпонентная воздушная смесь находится в состоянии термохимического равновесия. При этом расчет диффузионного теплопереноса проводился в рамках уравнений Стефана – Максвелла.

Было проведено систематическое исследование влияния основных определяющих факторов на заградительный эффект вдува по отношению к теплообмену.

Диапазон изменения определяющих параметров:

- число Маха варьировалось в пределах от 4 до 25;
- давление торможения набегающего газового потока в пределах от 0,01–100 атм;
- безразмерная скорость вдува газа – в пределах от 0 до 1,25;
- энтальпия газа при температуре стенки – в пределах, соответствующих изменению температуры стенки от 300 К до температуры кипения атомарного углерода.

Получены аппроксимационные формулы для расчета конвективного теплообмена на проникаемой поверхности сферы, основанные на численном решении уравнений ламинарного пограничного слоя для указанного диапазона изменения определяющих параметров.

**ПРИВЕДЕНИЕ СПУТНИКА К ОРБИТАЛЬНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ ПО
ПОКАЗАНИЯМ МАГНИТОМЕТРА И ДАТЧИКОВ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ**

Д.И. Галкин, В.Л. Лисицын

ОАО "ВПК "НПО машиностроения"

d.galkin.89@gmail.com

В данной работе описывается метод приведения космического аппарата в орбитальную систему координат при оценке углов ориентации спутника с использованием показаний магнитометра и датчика угловых скоростей. Управление ориентацией осуществляется с помощью двигателей-маховиков, разгрузка которых производится электромагнитами.

Использование непосредственных показаний магнитометров в контуре управления (совместно с показаниями датчиков угловых скоростей) позволяет задемпфировать угловые скорости космического аппарата в инерциальном пространстве. Для приведения космического аппарата к орбитальной системе координат необходимо применять дополнительные алгоритмические преобразования показаний датчиков.

Если предположить, что на борту спутника заложена математического модель магнитного поля Земли, то можно достаточно легко найти текущую ориентацию с точностью до точностей показаний датчиков и математической модели магнитного поля. Определение углового положения осуществляется с помощью линеаризации кинематических уравнений и с использованием, как минимум, двух последовательных показаний магнитометра. Для уменьшения ошибки работы наблюдателя, связанной, в первую очередь, с линеаризацией, используется метод наименьших квадратов для обработки совокупности полученных оценок. Полученный алгоритм оценки угловой ориентации спутника в орбитальной системе координат является итеративным и состоит из двух этапов: оценка углов и их сведение к нулю с помощью двигателей-маховиков.

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ ДИНАМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ НЕЛИНЕЙНОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ КА ДЗЗ С ПОВОРОТНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ КОНСТРУКЦИИ МАЛОЙ ЖЁСТКОСТИ

*В.И. Никитенко, М.Л. Баранов, А.С. Федюшкин,
О.П. Шепетинская, С.К. Хрупа*

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

*О.Н. Тушев, С.Н. Дмитриев
МГТУ им. Н.Э. Баумана*

Рассматривается детерминированная нелинейная математическая модель КА ДЗЗ с поворотными элементами конструкции малой жесткости, предназначенная для определения предельно допустимых управляющих воздействий из условия сохранения прочности узлов крепления солнечных батарей и поворотного устройства.

Математическая модель представлена системой нелинейных дифференциальных уравнений в модальных координатах, учитывающая сухое и вязкое трение, люфты в механизмах разворота поворотного устройства и солнечных батарей.

Проведена расчетная идентификация математических моделей упругих подконструкций КА ДЗЗ (солнечные батареи, поворотное устройство) по результатам жесткостных и модальных испытаний в среде MSC/Nastran.

Проведены верификационные расчеты реакций упругого КА ДЗЗ на типовые и управляющие воздействия прямым интегрированием системы нелинейных уравнений динамики движения упругого КА ДЗЗ и моделирование системы с кинематическими связями в среде Adams.

Проведен анализ возможных конструктивных и алгоритмических способов повышения демпфирования в переходных процессах разворотов солнечных батарей и поворотного устройства.

**НЕЛИНЕЙНАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ УПРУГОЙ ПРОВОДКИ
МЕХАНИЗМА УПРАВЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМИ РУЛЯМИ С УЧЁТОМ
ЛЮФТОВ И МОМЕНТОВ ТРЕНИЯ (РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ
ИССЛЕДОВАНИЯ)**

В.И. Никитенко, М.Л. Баранов, А.С. Федюшкин,

Ю.М. Ватрухин, Д.И. Кирьянова

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

С.Н. Дмитриев

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Для высокоскоростного упругого летательного аппарата с несбалансированными аэродинамическими органами управления (ОУ) важной задачей является определение частоты и коэффициента усиления угловой формы колебаний ОУ на упругой проводке механизма управления в зависимости от управляющего сигнала на штоке рулевого агрегата, величины углового люфта, сухого и вязкого трения в проводке.

В данной работе проводка управления ОУ представлена как парциальная система в виде нелинейного дифференциального уравнения с эквивалентной угловой жесткостью проводки (характеризующей интегральную угловую податливость конструкции ОУ и вала, механизма проводки, рулевого агрегата (РА) и местную податливость отсека), с учетом вязкого и сухого трения и люфта.

На первом этапе исследований для определения потребной угловой жесткости проводки ОУ разработана высокодетализированная конечно-элементная модель механизма проводки управления ОУ в составе отсека и проведены расчеты податливости каждого элемента ее конструкции и упругих динамических характеристик в сборе в среде пакета программ численно-го моделирования MSC/Patran/Nastran.

Для подтверждения параметров нелинейной математической модели проведены жесткостные, резонансные и ресурсные испытания проводки ОУ в составе отсека. По результатам жесткостных испытаний (до и после ресурсных испытаний) определены статистические данные с гистерезисными кри-

выми зависимости перемещений от испытательной нагрузки с выраженным влиянием люфтов и моментов сухого трения. По результатам резонансных испытаний определены АЧХ углового положения ОУ в зависимости от величины управляющего сигнала на штоке РА, преднагруженного состояния ОУ, люфтов и моментов трения в проводке и с учетом передаточной функции РА.

По результатам проведенных расчетно-экспериментальных работ верифицирована нелинейная математическая модель механизма проводки ОУ, на параметры модели заданы обоснованно низкие допуски.

**О ПРИМЕНЕНИИ ОПТИМИЗАЦИОННЫХ МЕТОДОВ
РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕПЛОВЫХ
РЕЖИМОВ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ЛА ПРИ ИХ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКЕ**

И.В. Петрова, С.В. Резник

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

Наземная отработка ГЛА включает испытания при высоких температурах. Подготовка таких испытаний связана с преодолением противоречия между необходимостью воспроизведения полетных нагрузок на ЛА и возможностями испытательного оборудования, иными словами, речь идет об математически обоснованном оптимальном выборе конструктивных решений стендового испытательного оборудования.

Предварительное математическое моделирование испытательного стенда и самого процесса испытания позволит значительно уменьшить временные и материальные затраты при проектировании и эксплуатации стендового оборудования для испытаний ЛА, минимизировать риск отказа оборудования при воспроизведении зачетных нагрузок во время наземной отработки ЛА, а также минимизировать «человеческий фактор» во время испытаний. Это особенно актуально при экспериментальной отработке изделий из композиционных материалов, подверженных деструкции в области высоких температур.

Предметами исследования являются процессы теплопередачи в замкнутой системе «Объект испытания – испытательный стенд», а также функциональные зависимости точности воспроизведения заданных нагрузок (температура, тепловые потоки) на объекте испытания от геометрических и энергетических параметров стенда.

В докладе рассмотрена возможность применения различных оптимизационных методов при подготовке испытания, приведен алгоритм оптимизационных вычислений при выборе параметров нагрева изделия, приведено сравнение расчетных и экспериментальных данных. Иллюстрации к задачам

теоретического плана дополнены реальными экспериментальными данными.

РАЗРАБОТКА КОМПЛЕКСА ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

С.А. Лошкарев, В.Н. Кострикин
ОАО «ВПК «НПО машиностроения»
s.a.loshkarev@gmail.com, kvn52@nm.ru

В настоящее время актуальной является задача разработки комплексов полунатурного моделирования (КПМ) для проверки функционирования алгоритмов бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) и элементов системы управления (СУ) крылатых ракет (КР). Разрабатываемые в настоящее время КПМ позволяют проводить только проверочные испытания элементов СУ КР с использованием уже готового программного обеспечения (ПО) БЦВМ. При применении предлагаемого метода, в процессе разработки КПМ, создается ПО БЦВС, позволяющее проводить исследовательские (помимо проверочных) испытания КР.

Стенд полунатурного моделирования состоит из:

- изделия, представленного в виде штатных приборов системы управления (бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ), инерциальной навигационной системы (ИНС), датчика угловых скоростей (ДУС), радиовысотомера (РВ) и т.д.), штатных рулевых агрегатов, штатной кабельной сети, штатного электрооборудования;
- программных имитаторов приборов системы управления (БЦВМ, ИНС, ДУС, РВ и т.д.);
- модели движения объекта управления, реализованной на ЭВМ, входными параметрами которой служат сигналы управления и команды, сформированные БЦВМ, а выходными данными являются параметры полета изделия, передающиеся в программные имитаторы приборов системы управления или технологические версии самих приборов.

Возможности стенда полунатурного моделирования:

- моделирование различных траекторий и режимов полета изделия;
- проверка реализации программного обеспечения БЦВМ;
- проверка совместной работы штатных приборов системы управления и штатной кабельной сети;
- проверка работы циклограммы предстартовой подготовки и основного режима работы изделия.

**КОНСТРУКЦИЯ УНИВЕРСАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ПЛАТФОРМЫ (УКП).
ПРИМЕНЕНИЕ САПР АРМ WinMachine В РАСЧЕТАХ И ПРОЕКТИРОВАНИИ
КОНСТРУКЦИИ УКП**

*Л.В. Белюстин, В.А. Каверин, А.В. Елчев, Е.И. Коган, А.В. Матасов
ОАО «ВПК «НПО машиностроения»*

vpk@npomash.ru

Универсальная космическая платформа (УКП) предназначена для размещения на ней модуля полезной нагрузки и служебных систем, обеспечивающих функционирование малого космического аппарата на этапе наземной отработки, на этапе выведения в составе космической головной части и на всех участках орбитального полета.

Конструктивно УКП выполнена в виде негерметичного контейнера, представляющего собой параллелепипед с внутренней приборной рамой. Внешний корпус УКП состоит из четырёх панелей и диафрагмы, механически соединенных между собой, Верхняя и нижняя панели являются стационарными, боковые (правая и левая) – съёмные, что обеспечивает удобство монтажа приборов. Приборная рама также состоит из четырех панелей.

Конструкция УКП соответствует следующим требованиям:

- обеспечение минимальной стоимости и сжатых сроков технологической подготовки производства и поставки изделия на серийное производство;
- использование рациональной схемы членения, возможность проведения параллельной сборки составных частей;
- простота технологических процессов, возможность использования универсального оборудования, оснащения и средств измерений.

Применение в расчетах и проектировании конструкции УКП САПР АРМ WinMachine российского Центра АПМ (г. Королев) позволило значительно сократить время выпуска конструкторской документации.

**КОНСТРУКЦИЯ МЕХАНИЗМОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ОРГАНОВ
УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

*Л.В. Белюстин, В.А. Земсков, В.А. Каверин, А.И. Шаповалов, Д.А. Щукин
ОАО «ВПК «НПО машиностроения»*

vpk@npomash.ru

Аэродинамические органы управления (АОУ), т.е. рули, элероны, элевоны, могут быть складываемыми и нескладываемыми.

Для нескладываемых АОУ применяются механизмы для преобразования возвратно-поступательных движений штоков рулевых агрегатов во вращательные движения АОУ (на угол поворота $\pm 25^\circ$), обеспечивающие необходимую управляемость летательного аппарата (ЛА).

В случае складываемых АОУ к вышеперечисленным механизмам добавляются следующие механизмы:

- механизм удержания АОУ в сложенном положении;
- механизм удержания АОУ от поворота;
- механизм раскрытия АОУ;
- механизм фиксации раскрываемой части АОУ.

Рассматриваемые механизмы могут быть установлены на сверхзвуковых и гиперзвуковых ЛА, т.е. работать в условиях высоких температур и повышенных нагрузок.

За годы работы НПО машиностроения накоплен огромный опыт проектирования конструкций механизмов, обеспечивающих надежное функционирование АОУ.

В данной работе рассмотрены механизмы АОУ по целому ряду ракет конструкции НПО машиностроения.

ПРОЕКТНЫЕ РАСЧЕТЫ ДОПУСТИМЫХ НОРМ НЕГЕРМЕТИЧНОСТИ СОСТАВНЫХ ЧАСТЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ. СПОСОБЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ И КОНТРОЛЯ ГЕРМЕТИЧНОСТИ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ И НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКЕ

И.С. Романова, В.В. Баранова, В.А. Каверин, А.П. Сидоренко

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

Обеспечение требуемой степени герметичности составных частей летательных аппаратов (ЛА) относится к числу наиболее важных этапов проектирования современных ЛА, что связано с обеспечением условий их хранения и эксплуатации.

Основой для решения данной задачи являются:

- проведение проектных расчетов допустимых норм негерметичности как для отдельных сборочных единиц, так и для ЛА в сборе;
- выбор конструкции герметично-уплотняемых стыков ЛА;
- выбор материалов для герметизации стыков, исходя из условий эксплуатации ЛА;
- выбор оптимального метода контроля герметичности;
- поэтапный контроль степени негерметичности при изготовлении отдельных сборочных единиц и ЛА в сборе;
- комплексная наземная отработка ЛА;
- выявление (по результатам наземной отработки ЛА и результатов ЛКИ) необходимости изменения и улучшения конструкции герметично-уплотняемых соединений.

АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВ ПРИМЕНЕНИЯ ИМПУЛЬСНОГО ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ (ИДД)

И.И. Шульц

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

В течении последнего десятилетия в развитых странах нарастающими темпами ведутся работы по созданию реактивных силовых установок нового типа - импульсных детонационных двигателей. В таких двигателях применяется новый принцип преобразования химической энергии топлива в реактивное движение: топливо периодически или непрерывно сжигают в бегущей детонационной волне. По сравнению с существующими схемами организации горения в воздушно-реактивных и ракетных двигателях детонационное сжигание топлива в бегущей волне имеет ряд принципиальных преимуществ, главное из которых – высокий термодинамический коэффициент полезного действия детонационного цикла по сравнению с другими циклами тепловых машин и простота конструкции. В качестве возможных приложений рассматривается: авиация, ракетная техника, энергетические установки.

В данной работе приведен анализ наиболее успешных схем детонационного горения. Представлены результаты новейших исследований по ИДД, отражающие современное состояние вопроса.

Проведен приближенный расчет тяговых характеристик ИДД в габаритах ПКР «Яхонт».

Обозначены перспективы и проблемы будущих исследований.

АВТОМАТИЧЕСКАЯ СВАРКА ОТСЕКА ИЗ ТЕРМОУПРОЧНЁННОГО ДЮРАЛЕВОГО СПЛАВА

А.В. Бакуло, Б.Ф. Якушин, В.Ф. Булеков

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

В докладе изложены конструктивно-технологические решения, позволившие сваривать отсеки цилиндрической формы длиной 900 мм и диаметром 700 мм с толщиной стенки 3 мм из алюминиевого жаропрочного сплава системы Al-Cu-Mg, упрочненного до $\sigma_b=450$ МПа при коэффициенте прочности 0,8 (прочность сварного соединения 370 МПа) путем автоматической импульсно-дуговой сварки плавящимся электродом с полным проваром на сменной теплоотводящей формирующей подкладке. Сварка внутренних и внешних соединений выполняется в строгой последовательности с использованием оснастки, обеспечивающей высокую геометрическую точность отсека путем снятия сварочных напряжений одновременной прокаткой швов за сварочным источником тепла.

Оснастка позволяет произвести сварку отсека лазером.

Конструкция и технология изготовления отсека обеспечивают условия для визуально-измерительного и радиографического контроля, контроля герметичности и прочности всех соединений. При визуальном контроле трещин в шве о околошовной зоне не обнаружено. Отсек прошел испытания на прочность и герметичность.

ПРИМЕНЕНИЕ СПОСОБА УПРАВЛЕНИЯ БПЛА В ТЕХНОЛОГИИ БУРЕНИЯ НАКЛОННО-ГОРИЗОНТАЛЬНЫХ СКВАЖИН В ГАЗОВЫХ И НЕФТЯНЫХ ПРОМЫСЛАХ

А.Ф. Ивашин, Е.В. Осипов, А.В. Никитин

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

kborion@esoo.ru, evgeny.osipov@mail.ru

А.А. Мелихов

ООО «Центр горизонтального бурения» (г. Оренбург)

Определение положения в пространстве современных ракет, космических аппаратов, искусственных спутников Земли и других беспилотных летательных аппаратов осуществляется с использованием высокоточной гироскопической техники. Благодаря высокой точности принцип "гироскопа" был заимствован из оборонной промышленности и внедрен в народном хозяйстве - бурении наклонно-горизонтальных скважин в газовых и нефтяных промыслах.

На сегодняшний день известно много устройств, которые могут быть использованы как датчики для измерения углов наклона объекта в трехмерной системе координат относительно гравитационного и магнитного полей Земли при горизонтально-наклонном бурении скважин или для иного применения с замером углов наклона объекта.

Многие из этих устройств конструктивно и технологически сложны, дороги и чаще всего предназначены для измерения отклонений по одной из осей. Для измерения по трем осям координат датчики нужно располагать в каждой плоскости, что значительно усложняет устройство и схему преобразования сигналов. Кроме того, для обеспечения подвеса чувствительного элемента датчика угла наклона, нужны вспомогательные устройства: компрессор, ресивер, приспособления и др.

Настоящая работа посвящена созданию датчика угла наклона, лишённого вышеперечисленных недостатков. Был создан простой, надёжный, стабильный в работе, малогабаритный датчик угла наклона объекта в пространстве в трехмерной системе координат относительно гравитационного и магнитного полей Земли, с неограниченной шкалой измерения, с повышенной чувствительностью и точностью.

При высокой чувствительности, надежности и устойчивости к ударным и вибрационным нагрузкам датчик обеспечивает достаточную точность замера углов наклона объекта в трехмерной системе координат. При этом датчик может быть выполнен с помощью стандартного оборудования и материалов отечественного производства.

Для выполнения метрологической аттестации инклинометрических датчиков телеметрических систем, с целью тарировки по программному обеспечению углов отклонения, разработан и создан стенд тарировки телесистем. На нем осуществляются метрологические испытания инклинометрических датчиков телеметрических систем, используемых для управления бурением наклонно-направленных и горизонтальных скважин по заданной траектории с обеспечением замера положения бура по обратной связи, снимаемой от датчика угла наклона.

АВТОМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ЗАГРУЗКИ РАКЕТ В САМОХОДНУЮ ПУСКОВУЮ УСТАНОВКУ

М.Г. Захаров, Р.В. Латыпов
ОАО «ВПК «НПО машиностроения»
kborion@esoo.ru

Автоматическая система загрузки ракет рассчитана на боекомплект из двух ракет в транспортно-пусковых контейнерах (ТПК) и состоит из транспортно-заряжающей машины (ТЗМ) и самоходной пусковой установки (СПУ), в контейнерах которых установлены рельсовые направляющие и цепные транспортеры, предназначенные для передачи ТПК с ракетой из ТЗМ в СПУ и приема пустого ТПК из СПУ в ТЗМ (после пуска ракеты). Работу цепных транспортеров обеспечивают электродвигатели и редукторы, установленные в специальных отсеках по бокам контейнеров. В состав ТЗМ также входит тележка, являющаяся переходным элементом для установки ТПК в пусковую раму, которая размещена на основании СПУ. Процесс загрузки (разгрузки) проводят после сцепки задними торцами контейнеров ТЗМ и СПУ, предварительно подняв задние крышки.

При использовании автоматической системы загрузки в ракетных комплексах уменьшается время перезарядки, появляется возможность загрузки одновременно двух ракет, исключается грузоподъемное устройство в составе ТЗМ, применяемое на всех типовых ракетных комплексах, сокращается количество личного состава и, как следствие, исключается «человеческий фактор» и повышается безопасность при перегрузке ракеты из ТЗМ в СПУ.

По теме доклада подана заявка на изобретение.

СИНТЕЗ РОБАСТНЫХ СИСТЕМ ДЛЯ МУЛЬТИПЛИКАТИВНЫХ МОДЕЛЕЙ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТЕЙ В СОСТАВАХ МОДЕЛЕЙ РУЛЕВОГО ПРИВОДА И УПРУГОГО ЛА

В.Г. Динеев, Д.В. Лазарев, С.В. Левин

ФГУП ЦНИИмаш

levin_s_v@mail.ru

В докладе рассматривается применение аппарата синтеза робастных систем управления, сохраняющих свойства движения при вариациях параметров модели ЛА.

В настоящее время в практику проектирования систем управления интенсивно внедряются такие современные методы, как аппарат синтеза робастных систем управления, сохраняющий при вариациях параметров модели ее свойства движения, которые принято называть «грубыми».

Для описания качества системы управления вводятся нормы сигналов, устанавливающие количественные характеристики системы по интегральным уравнениям от нормированного фундаментального решения системы в пространстве состояний либо от её передаточной функции в частотной области.

В составе математической модели рулевого привода в качестве неопределенности рассмотрены передаточные функции вспомогательных звеньев. В составе математической модели упругого ЛА рассмотрены разбросы характеристик упругой конструкции, а также разбросы параметров колебаний жидкого наполнителя в топливных баках.

Синтез корректирующих устройств проведен на основании анализа поведения годографа Найквиста для разомкнутой номинальной системы с учетом передаточных функций неопределенностей ряда физических параметров, для чего строится область точек на s -плоскости, в которой удовлетворяются условия критерия робастной устойчивости, сформулированные по передаточным функциям объекта и регулятора. При проведении анализа робастности используется язык программирования MATLAB.

Синтезированные робастные регуляторы апробированы на основе статистических моделирований, которые показали достаточность запасов по амплитуде и фазе при всех разбросах параметров.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ОТДЕЛЯЮЩИМИСЯ ЧАСТЯМИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

П.П. Поляков

ФГУП ЦНИИмаш

В докладе рассматривается возможность применения системы управления для отделяющихся частей ракет-носителей.

В связи со строительством нового космодрома возникла необходимость сокращения значительных площадей земли, отчуждаемых в настоящее время под районы падения отделяющихся частей (ОЧ) ракет-носителей (РН).

Одним из подходов к решению задачи уменьшения районов падения (РП) ОЧ РН является управление ОЧ РН на нисходящей стадии пассивного участка полета. При этом представляется целесообразным разбить траекторию управляемого движения на два участка. На каждом из этих участков решается конкретная задача управления. На первом участке система управления (СУ) решает задачу управления угловым движением для гашения неупорядоченного вращения ОЧ РН и обеспечения необходимого стабилизированного углового положения в пространстве. На втором участке решается задача терминального наведения в заданную зону малых размеров. Для решения этих задач предлагается использовать бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС), которая не накладывает ограничений на угловые эволюции объекта.

Использование предлагаемой СУ ОЧ РН позволяет высвободить значительные территории для обеспечения проведения экономической деятельности и сократить затраты на восстановление экосистемы.

УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЁТА-НОСИТЕЛЯ ПРИ ЕГО МАНЕВРИРОВАНИИ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАЧАЛЬНОЙ ВЫСТАВКИ ИНС

О.Ю. Златкин А.Н. Калногуз В.М. Тиховский

НПП «Хартрон-Аркос»

info@hartron-arkos.kharkov.ua, ankk@mail.ru

Ставится задача получения упрощенной математической модели движения самолёта-носителя (СН) на этапе предстартовой подготовки установленного на нём отделяемого объекта. При этом для обеспечения начальной выставки инерциальной навигационной системы (ИНС) отделяемого объекта необходимо маневрирование СН.

В статье, исходя из предположений о заданном программном характере пилотирования (маневрирование в текущей горизонтальной плоскости), получены уравнения динамики основных параметров движения СН – линейных ускорений; угловых скоростей; угловой ориентации. Они описывают характер изменения в полёте входной навигационной информации, необходимой для математического моделирования процессов начальной выставки ИНС.

Эффективность полученной математической модели подтверждена результатами летно-конструкторских испытаний.

СОКРАЩЕНИЕ ВРЕМЕНИ ГОТОВНОСТИ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НА БАЗЕ ВОЛОКОННО- ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПОВ

О.Ю. Златкин, Ю.А. Кузнецов, В.И. Чумаченко

НПП «Хартрон-Аркос»

info@hartron-arkos.kharkov.ua, yur_kuznyets@rambler.ru

Современные тенденции в создании бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) характеризуются переходом от механических гироскопов к датчикам, функционирующих на других физических принципах. В настоящее время эту нишу уверенно занимают оптические датчики – лазерные и волоконно-оптические гироскопы (ВОГ), принцип действия которых основан на эффекте Саньяка. По точностным характеристикам этот тип датчиков уступает механическим гироскопам, но в интегрированных системах управления они успешно справляются с возложенными на них задачами. При этом обладают более низкими массо-габаритными характеристиками и энергопотреблением, особенно эти преимущества оптических датчиков проявляются в БИНС на базе ВОГ.

Проблемы, связанные с тепловым дрейфом ВОГ, их чувствительностью к магнитному полю, вопросы радиационной стойкости практически решены. Однако применение ВОГ в БИНС систем управления ракетных комплексов поставило новую задачу – повышение оперативности при подготовке комплекса к пуску. Отсюда следует требование к сокращению времени подготовки БИНС и, следовательно, времени точностной готовности ВОГ, входящих в ее состав.

В докладе представлены результаты исследования ВОГ в процессе их выхода на точностную готовность, приведены данные термоиспытаний в достаточно широком рабочем диапазоне температуры окружающей среды. Предложен подход в решении вопроса, позволяющий сократить время точностной готовности ВОГ и время подготовки БИНС в 2 ... 3 раза.

МЕТОДИКА ИДЕНТИФИКАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ СИНТЕЗА СЛЕДЯЩЕЙ СИСТЕМЫ

А.И. Никитин

ОАО «Таганрогский авиационный научно-технический комплекс

им. Г.М. Бериева»

savr.nik@gmail.com

Одной из важных задач, возникающих при создании современных автоматических систем управления, а так же авиационных тренажеров и полунатурных стендов, является задача определения (а чаще всего – уточнения)

параметров математической модели динамики полета летательного аппарата (ЛА). В работе рассматривается применение предложенной автором методики к восстановлению параметров продольного и бокового движения ЛА.

Основная идея методики заключается в следующем: синтезируется следящая система, устраняющая рассогласование между рассчитанным значением фазовой координаты, по которой проводится идентификация, и значением, взятым из записи летных испытаний (ЛИ). Моделирование изменения во времени этой координаты ведется на основе записей ЛИ других фазовых координат и математической модели ЛА. Однако, в отличие от классической постановки задачи синтеза управления, в данном случае находится не закон управления, который уже имеется в виде записи отклонения рулевых поверхностей, а зависимость для аэродинамических коэффициентов. После обработки записей изменения параметров движения самолета по предложенному алгоритму получим значения аэродинамических коэффициентов как функции времени. Далее задача сводится к аппроксимации полученных зависимостей параметрическими уравнениями с постоянными коэффициентами, которые находятся методом наименьших квадратов (МНК). Параметром в этих уравнениях является время, а сами уравнения – линейная комбинация аргументов, от которых зависит тот или иной аэродинамический коэффициент.

Как показал опыт практического применения, предложенная методика позволяет достаточно хорошо восстанавливать аэродинамические коэффициенты из записей ЛИ: после проведения идентификации увеличивается степень сходимости переходных процессов реального ЛА и его математической модели.

ОТ ЭКОЛОГИИ КОСМОСА К «ЭКОЛОГИЧНОЙ» СТРУКТУРЕ ПРЕДПРИЯТИЯ

Л.С. Точилов

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

l.tochilov@mail.ru

А.М. Арабчикова

Московский авиационный институт

Экология космоса – новая наука, суть которой понятна всем: на космических орбитах не должно быть космического мусора. По последним данным его количество составляет примерно 5000 тонн и это только вес техногенных объектов! А ведь около 22 % объектов прекратили функционирование, 17 % представляют собой отработанные верхние ступени, разгонные блоки ракет-носителей, и около 55 % — отходы, технологические элементы, сопутствующие запускам, и обломки взрывов и фрагментации.

С целью их анализа, можно ввести цветовую дифференциацию функциональности объектов на орбите от мультифункционального до мусорного уровней. Этот подход представляется достаточно универсальным, что позволяет попробовать применить его к исследованию и других систем.

Крупное ракетно-космическое предприятие для молодого специалиста первоначально может представляться неизведанным «космосом». Для более быстрого и лучшего понимания его структуры, с учётом особенностей тематики и разрабатываемой ракетной и ракетно-космической техники, был применён описанный выше подход экологического анализа космического пространства.

Помимо теоретических знаний, полученных в МАИ, по структурам изделий ракетной и ракетно-космической техники, в работе были учтены конструктивные замечания специалистов ОАО «ВПК «НПО машиностроения», что позволило, вначале доказать теоретически, а затем подтвердить практикой наличие всего спектра подразделений: от мультитематических, до однофункциональных.

Полученная модель оказалась полезной для лучшего понимания структуры предприятия и для задач управления. В частности, для совершенствования управления информацией и знаниями предприятия.

ГИПОТЕЗА МАЯТНИКОВОЙ МОДЕЛИ ВСЕЛЕННОЙ

А.М. Ахмеджанов

Изучение динамики Солнечной системы заставляет задуматься, что влияет так на перигелий Меркурия? Эта проблема до сих пор не решена. По некоторым данным (хотя это требует уточнения), центр масс Солнца качается с амплитудой 120 км.

Экстраполяция “качания” Солнца, приводит к выводу, что качается не только Солнечная система, но и вся Вселенная. Только, если для Меркурия “возмутителем” является Солнце, то для Вселенной, что-то Могущественней. На память приходит маятник Фуко. Только гирей в этом маятнике служит целая Вселенная. А если учесть, что в маятнике Фуко два действующих лица – энергия потенциальная и энергия кинетическая, то становится понятным, откуда Космос черпает энергию

Если принять гипотезу Маятниковой модели Вселенной, то Большой Взрыв надо рассматривать не как термоядерный взрыв вещества после сингулярности Пространства-времени, а как процесс перетекания вещества из отрицательно-заряженного Пространства-времени в наше, принятое нами за положительно заряженное, Пространство-время. Эти два пространства отличаются зеркальным отображением друг от друга. Правда,

в дальнейшем процессы флуктуации изменяют “зеркальное ” различие. Этим, кстати, и объясняется барионная асимметрия.

Вселенная втягивается в Черную дыру. По ту стороны Черной дыры, условно называемой Белой дырой, рождается новая Вселенная, но с противоположным направлением вращения - анти-Вселенная.

Барионная асимметрия Вселенной – наблюдаемое преобладание в видимой части Вселенной вещества над антивеществом. Этот факт не может быть объяснен в предположении исходной барионной симметрии во время Большого Взрыва ни в рамках Стандартной модели, ни в рамках Общей Теории Относительности – двух теорий, являющихся основой современной космологии.

ОСНОВЫ ПОСТРОЕНИЯ АНАЛИТИЧЕСКОГО МЕТОДА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Д.Б. Молчанов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

den_bibby@mail.ru

Метод конечных элементов (МКЭ) получил широкое распространение в решении задач прочности, благодаря возможности моделировать им конструкции любой геометрии. Однако МКЭ не всегда позволяет получить достоверные результаты в зонах концентрации напряжений, что приводит либо к недооценке напряжений и разрушению, либо к переоценке и излишней массе. Эта проблема особенно актуальна для аэрокосмической техники в силу высокой стоимости испытаний и жестких требований по массе конструкции.

Решением проблемы является разработка аналитических методов конечных элементов.

Предлагаемый аналитический метод конечных элементов (АМКЭ) имеет дифференциальную формулировку. На конечном элементе формулируется краевая задача в частных производных. С помощью методов декомпозиции задача сводится к обыкновенным дифференциальным уравнениям, для которых известны матричные аналитические методы решения. Решения находятся приближенно в виде сходящихся рядов, что позволяет контролировать погрешность и называть метод аналитическим. В докладе представлены теоретические основы построения АМКЭ и результаты численных экспериментов.

ВЕРИФИКАЦИЯ МОДЕЛЕЙ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ РКС**А. Г. Зуев****МГТУ им. Н.Э. Баумана**zuevatv1@rambler.ru

В работе рассмотрена задача верификации моделей систем управления на базе метода коррелированных процессов при проектировании ракетно-космических систем.

В процессе проектирования перед разработчиком часто встает задача выбора наиболее информативного для формируемой системы варианта прототипа из имеющейся базы ранее рассчитанных моделей и имеющейся статистики испытаний. Как следствие возникает задача выбора критерия такого отбора информации из данной базы знаний. В работе предлагается сформировать этот критерий на основе метода коррелированных процессов.

Метод базируется на совместной обработке результатов статистического исследования формируемой системы управления и данных аналитического или статистического исследований ее прототипов или предыдущих моделей, то есть близких в корреляционном плане аналогов. Эффективность метода зависит от степени корреляции результатов статистического моделирования исследуемой системы и вектора вероятностных характеристик системы аналога. Причем, размерности векторов и их физическая сущность могут не совпадать: необходима только их корреляционная зависимость. Выбор модели осуществляется по величине обобщенных коэффициентов корреляции, на основании которых рассчитывается коэффициент, характеризующий корреляционную близость процессов в сравниваемых системах. Этот коэффициент и предлагается использовать в качестве критерия выбора модели из базы знаний: выбирается модель с наибольшим коэффициентом.

База знаний формируется при расчетах на каждом этапе проектирования путем вычисления корреляционной матрицы модели и занесении этой модели в базу (банк) знаний.

**ТЕРМОЭМИССИОННАЯ ТЕПЛОВАЯ ЗАЩИТА ПЕРСПЕКТИВНЫХ ОБЪЕКТОВ
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ****В.А. Керножицкий, А.В. Колычев****Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»****им. Д.Ф. Устинова**vakern@mail.ru, migom@mail.ru

Ракетно-космическая техника (РКТ) развивается в сторону многоразовости, увеличения скоростей и длительности полета на атмосферных участках, что приводит к комплексу проблем связанных с аэродинамическим нагревом.

В БГУ разрабатывается новый метод термоэмиссионной тепловой защиты (ТЭТЗ) от аэродинамического нагрева, основанный на ранее не использовавшемся явлении термоэлектронной эмиссии нагретым металлом в диапазоне температур от 1600 К до 2100 К. При нагреве до указанных температур, с внутренних поверхностей наиболее теплонапряженных элементов конструкции (ЭК) ГЛА, выполняющих функции катода, вылетают «горячие» электроны. При этом материалы ЭК ГЛА охлаждаются. Далее эти электроны осаждаются на аноде, размещенном внутри ЭК ГЛА. Анод, электрически связан с катодом через электрическую нагрузку. Часть тепловой энергии, унесенной с катода электронами эмиссии, идет на нагрев анода, а часть – на совершение полезной работы в нагрузке – бортовом потребителе электроэнергии, где «горячие» электроны охлаждаются, а после – возвращаются на катод, замыкая тем самым цикл электронного охлаждения. То есть наряду с электронным охлаждением защищаемого ЭК ГЛА обеспечивается получение электроэнергии на его борту.

ГЛА, оснащенные ТЭТЗ могут практически без ограничений по времени двигаться в условиях подводимых тепловых потоков на уровне $2,5\text{--}3 \text{ МВт/м}^2$, а с 1 м^2 защищаемой поверхности получать до 400 кВт электроэнергии. Сильная зависимость величины отводимой электронами тепловой энергии от температуры нагреваемого в полете ЭК ГЛА приводит к тому, что изменение тепловых потоков электронного охлаждения происходит без задержек, что выгодно отличает ТЭТЗ от, например, систем конвективного охлаждения. Измеряя параметры электрогенерации (силу тока, напряжение, мощность) при работе ТЭТЗ можно в режиме реального времени получать информацию о тепловом состоянии защищаемых ЭК ГЛА, что существенно снижает время реакции на возникновение нештатных ситуаций. Таким образом, ТЭТЗ может стать основой для решения основных проблем создания перспективных объектов РКТ.

ИСПЫТАНИЯ СИСТЕМ КРЫЛАТЫХ РАКЕТ НА ЦЕНТРИФУГЕ

И.Н. Гаврик, В.Н. Куршанов

ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина

I.Gavrik@gctc.ru, V.Kirshanov@gctc.ru

Испытания работоспособности некоторых разрабатываемых систем могут быть проведены на центрифуге ЦФ-18 методом полунатурного моделирования.

В докладе дано описание кинематической схемы центрифуги – динамического испытательного стенда, состоящего из консоли, имеющей длину 18 метров, установленной на валу вертикального электродвигателя и 3-х степенного управляемого карданового подвеса, закрепленного на конце консоли. Представлены система координат, связанная с кабиной центрифуги, ре-

жимы управления и алгоритмы вычисления управляющих сигналов на следящие электроприводы центрифуги для моделирования заданного вектора линейного ускорения. Указаны ограничения на параметры движения центрифуги, а также габаритные, весовые и энергетические характеристики полезного груза, размещаемого в кабине центрифуги.

Представлены примеры реализации в кабине центрифуги циклограмм с линейными перегрузками, возникающими при полете по характерным для крылатых ракет траекториям, полученными при испытаниях модельного бака с топливозаборными устройствами.

В связи с внедрением новой, цифровой системы управления центрифугой, показаны новые возможности по созданию знакопеременных линейных перегрузок и по подключению к системе управления центрифугой внешних систем моделирования по стандартному протоколу обмена данными.

РАДИАЦИОННЫЕ УСЛОВИЯ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ В ПЕРИОД МИНИМУМА СОЛНЕЧНОЙ АКТИВНОСТИ

М.Н. Будяк

ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ»

maboudiak@mail.ru

В настоящее время для прогноза радиационных условий на период срока активного существования (САС) космических аппаратов (КА) часто применяют сертифицированную в России программу «COSRAD», а также программу Европейского Космического Агентства (ЕКА) «SPENVIS». Данные программы основываются на моделях распределения потоков частиц радиационных поясов Земли (РПЗ), разработанных с использованием экспериментальных данных прошлых лет преимущественно минимума и максимума солнечной активности (СА). Эти модели являются статистическими.

В 2006-2010 гг. (конец 23-го цикла и начало 24-го цикла СА) наблюдался аномально затянутый период минимума солнечной активности или период практического отсутствия вспышечной активности Солнца. Наибольший вклад в формирование радиационной обстановки на орбитах КА вносят частицы РПЗ. В основе вышеупомянутых программ лежат модели распределения потоков частиц РПЗ, которые построены по статистическим данным, поэтому интересно было оценить работу этих программ для данного исключительно длительного периода минимума СА.

Цель работы: сравнить радиационную обстановку на геостационарной орбите (ГСО), оцененную по данным прямых измерений, и прогнозируемые радиационные условия на ГСО с помощью программ «COSRAD» и «SPENVIS» за один и тот же период минимальной СА.

Выводы:

1. Расчет по экспериментальным данным поглощенной дозы радиации на ГСО показал, что в 2007-2008 гг. (в меньшей степени 2006 год), годах наибольшего минимума СА, поглощенная суммарная доза для алюминия на ГСО до четырех раз больше чем в 2009 и 2010 гг., когда началась вспышечная активность Солнца.

2. Сравнительная оценка реальной накопленной поглощенной дозы за 2007-2008 гг. и полученной в программе «COSRAD» поглощенной дозы для периода минимума солнечной активности показала, что программа «COSRAD» выдает результат примерно в 4 раза меньше, чем реальное значение дозы на ГСО.

3. Программа «SPENVIS», в отличие от программы «COSRAD», предоставляет пользователю больше возможностей для оценки радиационных условий, в данном случае поглощенной дозы радиации от потока электронов за толщиной защиты из алюминия, путем изменения величины доверительного уровня.

Такие программы как «COSRAD», а в РФ она единственная сертифицированная, должны выдавать значения, равные поглощенным дозам, не меньшим, чем реальные поглощенные дозы на орбите КА. От правильной оценки радиационных условий зависит нормальная работа аппаратуры на КА в период САС.

ТЕПЛОВЫЕ ПРОЦЕССЫ В КОНТАКТНЫХ УЗЛАХ СОВРЕМЕННЫХ ЭНЕРГОУСТАНОВОК

А.Д. Ежов

Московский авиационный институт

Наука, как и техника не стоит на месте, и одним из результатов движений можно назвать применение новых материалов в теплонапряженных конструкциях авиационной, космической и ракетной техники. Применение этих материалов требует знание не только свойств, но и поведения данных материалов в различных ситуациях, в том числе и под действием высоких тепловых потоков.

Подавляющее большинство современных конструкций содержат составные элементы из композиционных материалов контакт которых часто бывает одним из наиболее теплонагруженных узлов. Чаще всего контакт происходит между металлической и углерод-углеродной поверхностями. Из-за наличия шероховатости поверхности, зона контакта представляет собой область, состоящую из отдельных контактных пятен и зазоров. Как следствие, фактическая площадь контакта представляет собой незначительную часть от номинальной площади поверхности соприкосновения. Поэтому учет шероховатости поверхности является одной из важнейших составляющих для

предсказания величин тепловых потоков и непроизводительных потерь в контактирующих узлах конструкции.

Использование только основных характеристик шероховатых поверхностей, не позволяет определить истинные места контакта соприкасающихся поверхностей, а, следовательно, оценить стягивание линий теплового потока к контактными пятнам и точно определить контактный перепад температур. На основе проведенного анализа профилограмм поверхностей, разработана методика, результатом которой является возможность решения задачи расчёта процессов в контактной зоне в объемном виде, т.е. определения координат точек микронеровностей поверхности. Предложенная методика позволяет получить 3-х мерные модели шероховатости поверхности, которые удовлетворительно совпадают со снимками поверхности реальных образцов, полученными с помощью электронного микроскопа.

Сформирована статистическая база моделей различного класса поверхностей и материалов. Проведенное моделирование механических и тепловых деформаций позволяет задать граничные условия для выполнения тепловых расчетов. Проведенные расчеты и их верификация по известным экспериментам подтверждают достоверность предложенной модели.

В докладе подчеркивается, что предложенная методика позволяет рассчитывать температурные поля в контактирующих узлах различных теплонапряженных конструкций.

ПРОБЛЕМЫ РАДИАЦИОННОЙ БЕЗОПАСНОСТИ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ЭКСПЕДИЦИЙ

В.Д. Денисов, А.Е. Ошкин

ГКНПЦ им М.В. Хруничева

denisov-vd@mail.ru, kerava312@mail.ru

Острой проблемой в проекте создания моноблочных универсальных атмосферно-космических экспедиционных комплексов (МАКК) с многорезимными ядерными энергодвигательными установками, не решенной нашей цивилизацией, является проблема радиационной безопасности. Эта проблема относится и к эксплуатации ядерных электростанций и атомных ледоколов и атомных подводных лодок, постоянно бороздящих просторы земных океанов.

Дело в том, что во всех перечисленных объектах, поработавшие (комбинированные) ядерные двигатели и энергоустановки, продолжают «светиться» более 500 лет и после выключения. Это обуславливает сдерживание дальнейшей разработки ядерного экспедиционного космического комплекса до решения вопросов его послеполетной дезактивации, хотя эта проблема не

решена и для действующих десятки лет наземных и морских ядерных объектов.

Решение этой проблемы может быть найдено на двух направлениях:

- создание роботов для транспортирования и безлюдных производств для утилизации ядерных объектов до наночастиц, с последующей их сортировкой и целевым использованием полученного сырья,

- уменьшение потребной мощности ядерных бортовых систем до уровня, обеспечивающего при соблюдении стандартных профилактических мер и комплексной защиты, приемлемые уровни радиации от энергоблоков, не превышающие фона окружающей среды.

Необходимо отметить, что межгалактический радиоактивный фон невелик, но длительный и разнонаправленный, так что обеспечить приемлемый уровень радиации в кабине экипажа представляет собой сложную задачу. На этом фоне остаточное свечения выключенной энергоустановки корабля не создает чрезмерной радиационной опасности. Это говорит о достаточности в пассивном межпланетном полете стандартной радиационной защиты обитаемого отсека и аппаратуры экспедиционного корабля от солнечных вспышек и межгалактического радиационного фона.

На маршевом участке эксплуатации комплекса радиационная безопасность может быть обеспечена стандартной теневой защитой и радиационным убежищем скомплексированным с бортовыми системами и грузами. В докладе приведены сравнительные оценки значений поглощенных доз в кабине экипажа МАКК в условиях марсианской экспедиции при наличии легкой защиты, аналогичной МКС и комплексированной защиты.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПЕРЕДАТОЧНЫХ ФУНКЦИЙ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ МОДЕЛЯХ ДЕМПФИРОВАНИЯ

С.Н. Дмитриев

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Р.К. Хамидуллин

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

Brus555555@yandex.ru

Значительное место среди динамических испытаний летательных аппаратов занимают испытания на стационарное гармоническое и стационарное случайное воздействие. К ним относятся как частотные испытания, так и испытания имитирующие воздействие на изделие эксплуатационных нагрузок. При обработке результатов эксперимента обычно анализируются полученные опытным путем действительная и мнимая части откликов изделия в местах установки датчиков. Для сравнения эксперимента с результатами расчета, определения характеристик демпфирования и решения других задач ока-

зываются полезными передаточные функции, связывающие перемещение в некоторой точке системы с воздействием в какой-либо другой точке при установившихся гармонических колебаниях.

Традиционно для аналитического вычисления коэффициентов передаточных функций систем с большим числом степеней свободы (в том числе конечно-элементных моделей) используется, так называемое, классическое демпфирование - пропорциональное скорости, причем матрица демпфирования принимается пропорциональной матрице жесткости или матрице массы. Известно, что такая модель демпфирования плохо согласуется с опытом. Кроме того, в этой модели мало свободных параметров, которые можно было бы подобрать по опытным данным, что бы добиться согласия хотя бы формально.

Актуальным является получение формул для передаточных функций, содержащих большее число параметров определяемых на основе результатов эксперимента. В предыдущих работах авторами обосновано включение в формулу передаточной функции дополнительного постоянного слагаемого, которое может быть интерпретировано как вклад высших тонов колебаний, предложена процедура коррекции матрицы демпфирования, найденной на основе классических представлений, с помощью экспериментальных значений коэффициентов модального демпфирования. В настоящем докладе передаточные функции систем с конечным числом степеней свободы определяются дополнительно для случаев представления матриц жесткости и массы в виде комплексных матриц.

В предположении об отсутствии взаимного влияния тонов при гармонических стационарных колебаниях результат удастся получить в виде конечных формул.

Описана процедура получения формул и проведено их сравнение.

ОПТИМИЗАЦИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ УЧАСТКА ПО ИЗГОТОВЛЕНИЮ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

Ж.А. Барабаш

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

Для проведения натурных испытаний и уточнения параметров математических моделей необходимо изготовить опытные образцы ЛА (далее образцы). Конструктивные особенности образцов - они являются телами вращения, изготовленными с высокой точностью, жесткими требованиями к сопрягаемым поверхностям и т.д.

Организация производства – это единство структуры и процессов функционирования системы в соответствии с миссией по переработке материальных потоков с целью выпуска конкурентоспособной продукции.

Производство опытных образцов требует наличия специализированного участка с прецизионным оборудованием (станков с ЧПУ). В связи с конструктивными особенностями образцов, оборудование для их изготовления должно соответствовать современным требованиям. С определёнными интервалами (чаще всего календарный год) необходимо производить анализ станочного парка, для чего применяется методика, решающая следующие задачи:

1. Определение наиболее эффективных направлений и установления очередности осуществления мероприятий по развитию производственной структуры;

2. Выбор наиболее экономически эффективных вариантов осуществления мероприятий по внедрению оборудования;

3. Определение годовой экономии от внедрения нового оборудования.

При анализе - оборудование, имеющееся на участке, сравнивается с эталонным оборудованием. За эталонное оборудование принимается современное технологическое оборудование исследуемого типа.

Для определения целесообразности внедрения нового оборудования проводится расчет экономической эффективности.

При принятии решения о покупке нового оборудования для замены имеющегося или улучшения технологических возможностей участка (внедрения новых технологий) производится изменение компоновки оборудования на участке - интеграция нового технологического оборудования в условия существующего участка с ЧПУ.

ИССЛЕДОВАНИЕ АДАПТАЦИИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ НА ОСНОВЕ БАЗЫ ЗНАНИЙ, РАЗРАБОТАННОЙ ДЛЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПРОРАБОТКИ МОДЕЛЕЙ ЛА ПРИ ИЗМЕНЕНИЯХ, ВЫЗВАННЫХ УСТАНОВКОЙ НОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ

А.В. Молчанский

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

vpk@npomash.ru

Модель для проведения испытаний представляет собой масштабированную модель летального аппарата (ЛА) или его элементов. Для создания базы знаний о технологии производства моделей ЛА необходимо проанализировать производственный участок.

Для заполнения базы знаний необходимо изучить:

1. Конструкторские особенности моделей ЛА.

2. Материалы, имеющиеся на рынке.
3. Возможности технологического оборудования, инструментов, оснастки.
4. Профессиональные возможности специалистов, работающих на участке производства моделей ЛА и осуществляющих технологическое сопровождение изготовления.
5. Отклонения, выявленные при производстве моделей ЛА.

Информационная система, построенная на основе базы знаний, предназначена для упрощения процесса подготовки производства моделей ЛА и сокращения времени изготовления. Информационная система имеет модульную структуру, объединённую связями и обменивающимися информацией с базой знаний. При появлении возмущений меняется состав информационных потоков внутри системы.

В данной статье в качестве отклонения рассматривается приобретение принципиально нового оборудования с возможностями одновременной токарно – фрезерной обработки.

Система структурирует новый технологический процесс, даёт рекомендации, что позволяет уменьшить количество ошибок при выпуске технологической документации и процент брака при выпуске комплектующих моделей ЛА.

СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОБЛАСТИ УСТОЙЧИВОСТИ ОБРАЩЕННЫХ МАЯТНИКОВЫХ СИСТЕМ ПРОИЗВОЛЬНОЙ РАЗМЕРНОСТИ

В.А. Грибков, А.О. Хохлов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

zenit-ab@mail.ru

Для решения линейной задачи устойчивости (по А.М. Ляпунову) параметрически стабилизируемых статически неустойчивых динамических систем (например, систем, сводящихся к исследованию устойчивости обращенных N-маятников) в настоящее время используется несколько подходов.

Методика S.Otterbein (1982 г.) основана на преобразовании подобия исходного векторно-матричного дифференциального уравнения описывающего возмущенное движение плоской обращенной маятниковой системы состоящей из последовательности одинаковых математических маятников. Координаты масс маятников совпадают с координатами шарнирных узлов. Для определения границ области устойчивости (нижней и верхней) автор воспользовался простейшими приближенными аналитическими выражениями из известной публикации К. Магнуса (1982 г.) для одинарного математического маятника.

Прием D.J. Acheson (1993 г.) построен на использовании частотного спектра (собственных частот колебаний) прямого маятника не подверженно параметрическому возбуждению. Рассмотрена система, образованная маятниками, связанными через цилиндрические шарниры в местах расположения масс. Необходимое условие использования приема – высшая собственная частота прямого маятника должна быть существенно ниже частоты параметрического возбуждения. Второе условие – высшая и низшая собственные частоты прямого маятника должны сильно отличаться. Задача устойчивости решена приближенно, получена нижняя и верхняя границы области устойчивости идеального (без трения) N-маятника. Приближение для верхней границы получено в виде оценки (использовано предположение о прямолинейности верхней границы).

Подход С.В. Челомея (1999 г.) представлен как обобщение задачи П.Л. Капицы для одинарного обращенного маятника на систему многозвенных гетерогенных математических маятников. Система уравнений медленного движения получена асимптотическим методом. Приведено решение задачи устойчивости в первом и втором приближениях. Получена только нижняя граница области устойчивости. Нижняя граница представлена в виде аналитического выражения близкого по форме результату П.Л. Капицы для однозвенного маятника. Результаты С.В. Челомея справедливы только для высокочастотной накачки системы с малой амплитудой перемещения точки подвеса.

Методика, основанная на теории Флоке (Floquet G. Sur les équations différentielles linéaires à coefficients périodiques // Ann. Sci. École Norm. Sup., 12 (1883), pp. 47–89.) является одной из наиболее эффективных и универсальных методик решения задач устойчивости систем с параметрическим периодическим возбуждением. Решение задачи устойчивости выполняется, как правило, численно с вычислением матрицы монодромии и определением мультипликаторов. Известен и аналитический вариант методики решения задач устойчивости (А.С. Сейранян 2001 г.).

В данной работе предлагается методика решения линейной задачи устойчивости параметрически стабилизируемых статически неустойчивых систем, сводящихся к исследованию устойчивости обращенных N-маятников. Принципиальным отличием методики от известных, в частности, от перечисленных выше методик, является простота, оперативность получения результата и высокая точность.

Методика основана на использовании хорошо известного, всесторонне исследованного уравнения Матье для одинарных обращенных маятников. Решение задачи устойчивости для уравнения Матье в канонической, по Н.В. Мак-Лахлану (1953 г.), форме, как правило, сводят к анализу диаграммы Айнса-Стретта. Диаграмма Айнса-Стретта несет информацию об областях

устойчивости (и неустойчивости) уравнения Матье. Границы областей устойчивости на диаграмме Айнса-Стретта определены с высокой точностью и имеют представление, в том числе, и в табличной форме.

В данной работе область использования диаграммы Айнса-Стретта распространена на системы не с одной, а с произвольным числом степеней свободы. Описан алгоритм преобразования параметров системы со многими степенями свободы для перехода на плоскость параметров диаграммы Айнса-Стретта. Алгоритм решения задачи устойчивости конкретной системы, типа обращенного N -маятника, при заданных параметрах параметрического возбуждения сводится к пересчету параметров и построению изображающей точки на преобразованной диаграмме Айнса-Стретта. В качестве примера анализа устойчивости конкретной системы, рассмотрен тройной инвертированный маятник, стабилизируемый в обращенном положении, движением точки повеса маятника в направлении вертикали по синусоидальному закону с заданной амплитудой и частотой. Выполнено сопоставление расчетных и экспериментальных результатов.

Предлагаемый прием может быть использован при анализе устойчивости параметрически стабилизируемых космических тросовых систем.

**ПРИЕМ, ПОВЫШАЮЩИЙ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТЕОРИИ
ФЛОКЕ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ УСТОЙЧИВОСТИ
ПАРАМЕТРИЧЕСКИ СТАБИЛИЗИРУЕМЫХ СИСТЕМ**

В.А. Грибков, А.О. Хохлов
МГТУ им. Н.Э. Баумана

zenit-ab@mail.ru

Теория Флоке - теория о строении пространства решений и свойствах решений линейных систем дифференциальных уравнений с периодическими коэффициентами (Floquet G. Sur les équations différentielles linéaires à coefficients périodiques // Ann. Sci. École Norm. Sup., 12 (1883), pp. 47–89.) лежит в основе одного из наиболее эффективных современных методов решения задач устойчивости объектов, описываемых системами линейных дифференциальных уравнений с периодическими коэффициентами.

Определение границы области устойчивости этим методом базируется на вычислении матрицы монодромии и ее мультипликаторов. Процедура вычисления матрицы монодромии и мультипликаторов выполняется многократно с шагом по частоте и амплитуде параметрического возбуждения. При построении области устойчивости объектов большой размерности в широком диапазоне параметров воздействия требуется заметное машинное время на ПК.

В докладе описывается прием, существенно повышающий эффективность решения задачи устойчивости с использованием теории Флоке за счет снижения затрат машинного времени при сохранении точности определения грани области устойчивости.

Суть приема заключается в представлении исходной системы линейных дифференциальных уравнений в форме, принятой в теории возмущений, с разделением матрицы коэффициентов системы дифференциальных уравнений на составные части и сохранении указанного разделения в алгоритме вплоть до вычисления матрицы монодромии.

Предлагаемый прием оказывается тем эффективнее, чем шире рассматриваемая область параметров возбуждения и чем больше размерность решаемой задачи (число обобщенных координат).

Алгоритм, реализующий прием, изложен в докладе в компактной векторно-матричной форме.

В качестве примера использования нового приема при решении задач устойчивости динамических систем с параметрической стабилизацией рассмотрена задача устойчивости N -звенного инвертированного маятника с большим числом звеньев при заданном моногармоническом движении точки подвеса маятника по вертикали.

Выполнено сопоставление результатов расчета границы области устойчивости в традиционном варианте теории Флоке и в предлагаемом модифицированном варианте. Исследована сходимость алгоритма предлагаемого варианта решения задачи устойчивости, основанного на методе возмущений.

Дополнительные материалы

Секция 2

Летательные аппараты. Проектирование и конструкция

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА

МИКРОСПУТНИКА ТАБЛЕТСАТ-АВРОРА

*И.С. Жаренов, З.С. Жумаев, А.В. Попов**МГТУ им. Н.Э. Баумана, ООО «СПУТНИКС»**igorzha@mail.ru; zaynulla.zhumaev@mail.ru, bbee-popov@yandex.ru*

В настоящее время в России активно развивается частный сектор ракетно-космической промышленности, в том числе, в области малых космических аппаратов (МКА). В 2014 году было запущено несколько МКА, принадлежащих частным российским компаниям. Среди них – ТаблетСат-Аврора компании СПУТНИКС, запущенный в качестве попутной полезной нагрузки на солнечно-синхронную орбиту высотой 600 км ракетой-носителем Днепр 19 июня 2014 года. В работе рассматривается проектирование пассивной системы обеспечения теплового режима (СОТР) данного микроспутника, а также результаты её лётной отработки.

Исходя из анализа существующих решений, при проектировании МКА ТаблетСат-Аврора была принята концепция пассивной СОТР, как достаточная для МКА массой не более 30 кг в рамках предъявляемых требований к тепловым режимам. Данная концепция предусматривает:

- обеспечение специальных оптических свойств внешних и внутренних поверхностей элементов конструкции КА и корпусов бортовой аппаратуры с целью обеспечения расчётных условий лучистого теплообмена конструкции КА с окружающей средой и взаимного лучистого теплообмена между элементами конструкции КА;

- обеспечение расчётного кондуктивного теплообмена между корпусом бортовой аппаратуры и элементами конструкции КА посредством использования специального теплопроводящего клея в местах установки приборов и в местах механических соединений элементов конструкции КА, а также посредством установки тепловых мостов в виде медных пластин между боковыми панелями КА.

Кроме того предусматривается установка электронагревателей в отдельных приборных блоках с целью предотвращения переохлаждения особо ответственной аппаратуры, чувствительной к температурным перепадам, в случаях нештатных ситуаций.

В работе проведено нестационарное численное моделирование теплового режима МКА с учётом условий орбитального полёта, режимов ориентации МКА и циклограммы функционирования бортовой аппаратуры. Принятые в результате проведённого моделирования технические решения были реализованы в МКА.

В работе также приводится оценка эффективности разработанной СОТР посредством сравнения данных моделирования с данными телеметрии бортовой аппаратуры, полученными в процессе лётной эксплуатации МКА.

Секция 4

Космическая энергетика и космические электроракетные двигательные системы – актуальные проблемы создания и обеспечения качества, высокие технологии

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО РАЗМЕРА ФЭП ДЛЯ ПРИЁМНИКА-ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ В СИСТЕМАХ БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ

О.В. Заяц

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

Olga.zayac@rsce.ru

Одним из ключевых элементов системы беспроводной передачи энергии (БПЭ) [1] является фотоэлектрический приёмник-преобразователь лазерного излучения (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 [2];

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.

Литература

1. А.С. Грибков, Р.А. Евдокимов, В.В. Синявский, Б.А. Соколов, В.Ю. Тугаенко. Перспективы использования беспроводной передачи электрической энергии в космических транспортных системах. Известия РАН.Энергетика. №2, 2009,118.
2. И.С. Мацак, В.Ю. Тугаенко, Е.С. Сергеев. Метод измерения диаметра широкоапертурного пучка лазерного излучения. Метрология №14, 2014, 13-24 стр.

Секция 14

Аэрокосмическое образование и проблемы молодежи**НЕОРБИТАЛЬНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ
ДЛЯ ОТРАБОТКИ ЭЛЕКТРОТЕРМИЧЕСКОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

П.С. Лукашин, В.А. Лобеева, М.Я. Сбоева, В.Г. Мельникова,

Н.В. Сидорчев

МГТУ им. Н.Э. Баумана

www-sm2@yandex.ru

В настоящее время у университетов возникает все больший интерес к запускам малых космических аппаратов (МКА) на орбиту в образовательных и научных целях. Однако, проведение технологических экспериментов на орбите в рамках образовательных проектов имеет ряд проблем. Во-первых, большая стоимость запуска, во-вторых, сложность, связанная с большой продолжительностью между началом работы над проектом и непосредственным проведением эксперимента на орбите. Зачастую проведение технологического эксперимента не требует обязательным условием космический полет в течение суток или месяцев. Есть случаи, при которых весь эксперимент может проводиться в течение нескольких минут или десятков секунд. Для таких экспериментов может быть полезен не орбитальный запуск, а суборбитальный полет или даже полет на стратостате с последующим запуском с него малого космического аппарата.

В настоящее время в МГТУ им. Н.Э. Баумана группой студентов создается малый космический аппарат для проведения технологического эксперимента с целью отработки электротермического реактивного двигателя. Предложенный МКА может быть запущен на суборбитальную траекторию метеорологической ракетой типа «МЕРА», поскольку имеет соответствующие габаритные размеры для размещения под обтекателем вышеуказанной ракеты, а также спроектирован с учетом большой продольной перегрузки.

Предполагается, что на восходящем участке траектории - выше 60 км над поверхностью Земли, возможно осуществить отделение МКА от ракеты. Спустя несколько секунд от момента отделения начинается эксперимент по определению характеристик исследуемого двигателя. На борту МКА устанавливаются два экспериментальных двигателя таким образом, что они создают пару сил. Разместив на борту МКА датчики угловых скоростей по трем осям, можно получить зависимости изменения угловой скорости от времени. Из полученных зависимостей можно найти угловое ускорение, при помощи которого можно установить величину тяги двигателей и удельный импульс.

XXXIX Академические Чтения по космонавтике

посвященные памяти академика С.П.Королева и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства

Научно-информационная поддержка

Международный российско-американский научный журнал

**«Актуальные проблемы
авиационных и аэрокосмических систем:
процессы, модели, эксперимент»**

ISSN 1727-6853

Полные доклады, представленные во время работы Академических Чтений, могут быть опубликованы в спецвыпуске журнала по рекомендации Организационно-Программного Комитета Чтений.

Публикация - на русском и английском языках одновременно.

Для контактов: Lyudmila.Kuzmina@kpfu.ru

Людмила Константиновна Кузьмина

URL: http://www.kcn.ru/tat_en/science/ans/journals/rasj.html

XXXIX Academic Conference on Cosmonautics

Dedicated to the Memory of Academician S.P.Korolev and other outstanding national scientists-the pioneers of Space exploration

Scientific-information support

International Russian-American Scientific Journal

"Actual Problems of aviation and aerospace systems: processes, models, experiment"

ISSN 1727-6853

The papers, presented at Conference, may be published in special issue of Journal on recommendation of Conference Organizing-Program Committee. The publication - in Russian and English languages simultaneously.

For contacts: Lyudmila.Kuzmina@kpfu.ru

Lyudmila Konstantinovna Kuzmina

URL: http://www.kcn.ru/tat_en/science/ans/journals/rasj.html

INTERNATIONAL FEDERATION OF NONLINEAR ANALYSTS

RUSSIAN CENTER

Russia, 420111, Kazan, Karl Marx, 10

phone: (7) (843)236-16-48

Lyudmila.Kiizmina@ksu.ru

МЕЖДУНАРОДНЫЙ РОССИЙСКО-АМЕРИКАНСКИЙ НАУЧНЫЙ ЖУРНАЛ

**Актуальные проблемы
авиационных и аэрокосмических систем
процессы, модели, эксперимент
(АПААС)**

Международный Российско-Американский журнал «АПААС» (ISSN 1727-6853) основан в 1995 г. по инициативе ученых-профессоров, представителей известной научной Казанской Четаевской Школы механики и устойчивости (КАИ-КГТУ им. А.Н.Туполева, Россия), совместно с зарубежными коллегами, учеными авиационного университета Эмбри-Риддл (ERAU, Daytona Beach, США).

Журнал издается на базе Российского Центра Международной Федерации Нелинейных Аналитиков, под эгидой Академии наук авиации и воздухоплавания, Российской Академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, в кооперации с МАИ, МГТУ им. Н.Э. Баумана, ИПУ РАН, с поддержкой Минобробразования и науки, Федерального Космического Агентства.

«АПААС» - научный периодический журнал по широкому кругу проблем в авиации и космонавтике, в том числе междисциплинарного характера, включая работы в области динамики и управления полетом; теории, конструирования и технологии летательных аппаратов, двигателей; науки о материалах; вычислительных систем; экспериментальных исследований; экономических и гуманитарных проблем эксплуатации; дистанционного зондирования Земли, информационных спутниковых технологий; проблем высшего инженерного образования в области авиа-, аэрокосмических систем; проблем нанотехнологий для авиа-, аэрокосмических систем,...

Журнал «АПААС» – *двуязычное* Издание, имеющее печатный и электронный варианты.

http://www.kcn.ru/tat_en/science/ans/journals/rasj.html

Журнал внесен:

в Каталог Библиотеки Конгресса США; номер в Каталоге (LCCN) – 98-646147

в Каталог Британской Библиотеки; номер в Каталоге (LCCN) – 0133.473700 Статьи реферируются в Реферативном журнале и Базе данных ВИНТИ РАН Сведения о журнале занесены в справочную систему по периодическим изданиям "Ulrica's Periodicals Directory" <http://www.ulrichsweb.com>

Электронный вариант Научного Издания выполняется в кооперации с Казанским Федеральным университетом и размещен на сервере КФУ

Людмила Константиновна Кузьмина, Со-Редактор

Россия, 420015, Казань-15, Адамюк, 4-6,

(КГТУ им. А.Н. Туполева – Казанский авиационный институт-НИУ)

Телефон: (7) (843) 236-16-48

Lyudmila.Kuzmina@kpfu.ru

*Official Plenipotentiary
of IFNA RC*

Lyudmila K.Kuzmina

INTERNATIONAL FEDERATION OF NONLINEAR ANALYSTS
RUSSIAN CENTER Russia, 420111, Kazan, Karl Marx, 10

phone: (7) (843)236-16-48

Lyudmila.Kiizmina@ksu.ru

INTERNATIONAL RUSSIAN-AMERICAN SCIENTIFIC JOURNAL
**Actual problems of aviation and aerospace systems
processes, models, experiment
(APAAS)**

International Russian-American Scientific Journal "Actual problems of aviation and aerospace systems" (ISSN 1727-6853) is founded in 1995 on the initiative of Scientists-Professors from Kazan Chetayev School of Mechanics and Stability, representatives of Kazan Aviation Institute - Kazan State Technical University of A.N.Tupolev's name, (RUSSIA) and Scientists-Professors from Embry-Riddle Aeronautical University (USA).

The Journal is edited on base of Russian Centre of International Federation of Nonlinear Analysts (IFNA), under the aegis of two Academies (Academy of Aviation and Aeronautics Sciences and Russian Academy of Astronautics of K.E. Tsiolkovsky name), in cooperation with MAI (Moscow Aviation Institute State Technical University), Bauman MSTU (Bauman Moscow State Technical University), ICS of RAS; with support of Education-Science Ministry of RF, of Federal Space Agency.

"APAAS" is International scientific periodic Journal on a broad spectrum of mul-tidisciplinary problems in Aviation and Astronautics, including researches in areas of dynamics and flight control; theory, design and technology of aircrafts, engines; sciences on materials; information and computing systems, experimental investigations; economic and humanity problems of operation; remote sensing of Earth, information satellite technology; the problems of Higher Engineering Education; the problems of nanotechnology for Avia-, Aerospace systems, ...

This Scientific Journal is *bilingual* Edition, with printed and electronic versions.

http://www.kcn.ru/tat_en/science/ans/journals/rasj.html

The Journal has been cataloged:

in Congress Library; the Library of Congress Catalog Number (LCCN) is 98-646147

in British Library; the British Library Catalog Number (LCCN) is 0133.473700

Published papers are reviewed in abstract Journal and abstract database of RAS All-Russian Institute of Scientific-Engineering Information.

Information about Edition is entered in reference system on periodic Editions "Ulrich's Periodicals Directory" <http://www.ulrichsweb.com>

Online version of Scientific Edition is implemented in cooperation with Kazan Federal University and is available at KFU-server

Dr.Lyudmila Kuzmina, CO-EDITOR

Kazan Aviation Institute (KSTU of A.N.Tupolev's name)

Adamuck, 4-6, Kazan-15, 420015, RUSSIA

Tel: (7) (843) 236-16-48

Lyudmila.Kuzmina@kpfu.ru

*Official Plenipotentiary
of IFNA RC*

Lyudmila K.Kuzmina

Научное издание

**АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ
РОССИЙСКОЙ КОСМОНАВТИКИ**

Материалы XXXIX Академические чтения по космонавтике
(Москва, 27 – 30 января 2015 г.)

Труды представлены в авторском исполнении