



РОСКОСМОС



Российская Академия
Наук



Комиссия РАН по разработке
научного наследия пионеров
освоения космического
пространства



Московский государственный
технический университет
имени Н.Э. Баумана
(национальный
исследовательский
университет)



XLII АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ

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

СБОРНИК ТЕЗИСОВ

*XLII Academic Space Conference,
Dedicated to the memory of academician S.P. Korolev
and other outstanding national Scientists-pioneers
of space exploration*

**BOOK
OF ABSTRACTS**

Москва
2018

УДК 629.78(063)

ББК 39.6

А43

А 43 Актуальные проблемы космонавтики: Труды XLII академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства. Москва, 23 – 26 января 2018 г.

М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. – 476 с.

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

УЧАСТНИКИ

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

Руководители Оргкомитета:

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

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

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

А.А. Александров – ректор МГТУ им. Н.Э. Баумана, доктор техн. наук, сопредседатель.

В.И. Майорова – профессор МГТУ им. Н.Э. Баумана, доктор техн. наук, ученый секретарь Чтений.

СОДЕРЖАНИЕ

Секция 1	
Пионеры освоения космического пространства.	
История ракетно-космической техники	8
Секция 2	
Летательные аппараты. Проектирование и конструкция.....	18
Секция 3	
Основоположники аэрокосмического двигателестроения и проблемы теории и конструкций двигателей летательных аппаратов.....	40
Секция 4	
Космическая энергетика и космические электроракетные двигательные системы – актуальные проблемы создания и обеспечения качества, высокие технологии	54
Секция 5	
Прикладная небесная механика и управление движением.....	86
Секция 7	
Развитие космонавтики и фундаментальные проблемы газодинамики, горения и теплообмена.....	107
Секция 8	
Экономика космической деятельности.....	135
Секция 9	
Космонавтика и устойчивое развитие общества (концепции, проблемы, решения)	159
Секция 11	
Наукоёмкие технологии в ракетно-космической технике	188
Секция 12	
Объекты наземной инфраструктуры ракетных комплексов	212
Секция 13	
Баллистика, аэродинамика летательных аппаратов и управление космическими полетами	230
Секция 14	
Аэрокосмическое образование и проблемы молодежи.....	264
Секция 15	
Комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов.....	292
Секция 17	
Системы управления космических аппаратов и комплексов	308

Секция 18	
Автоматические космические аппараты для планетных и астрофизических исследований. Проектирование, конструкция, испытания и расчет	328
Секция 19	
Производство конструкций ракетно-космической техники	352
Секция 20	
Космическая биология и медицина	376
Секция 21	
Космическая навигация и робототехника	394
Секция 22	
Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, лётные испытания, эксплуатация	405

ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

23 января 2018 г., вторник, 11 час.
МГТУ им. Н.Э.Баумана, Учебно-лабораторный корпус, Большой зал
(Рубцовская наб., д. 2/18)

Открытие Чтений	Регистрация участников Чтений – 10 час. Ректор МГТУ им. Н.Э.Баумана А.А. Александров
Приветственное слово	Генеральный директор Госкорпорации «Роскосмос» И.А. Комаров
Вступительное слово	Генеральный конструктор по пилотируемым космическим системам и комплексам, академик РАН Е.А. Микрин
Современное состояние и перспективы развития отечественной пилотируемой космонавтики (к 60-летию запуска первого искусственного спутника Земли)	Генеральный конструктор по пилотируемым космическим системам и комплексам, академик РАН Е.А. Микрин
Творческий путь академика В.П.Глушко (к 110-й годовщине со дня рождения)	Советник генерального директора АО «НПО Энергомаш имени академика В.П.Глушко» В.К. Чванов
70 лет служим Родине (к 70-летию АО «ГРЦ Макеева»)	Генеральный директор, генеральный конструктор АО «ГРЦ Макеева», академик РАН В.Г. Дегтярь
Космические угрозы	Научный руководитель Института астрономии РАН, член-корреспондент РАН Б.М. Шустов

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

Генеральный конструктор по наземной
космической инфраструктуре -
заместитель генерального директора
ЦЭНКИ, член-корреспондент РАН

И.В. Бармин

Секция 1



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

РОЛЬ ГЕНЕРАЛА А.Г. КАРАСЯ В СТАНОВЛЕНИИ ВОЕННОГО КОСМОСА

С.И. Мигулин

migsi@yandex.ru

НИИ (Военной истории) ВАГШ ВС РФ

Андрей Григорьевич Карась родился 27 сентября 1918 г. в селе Александровка Лозовского района Харьковской области. Очень рано он остался без родителей и с восьми лет воспитывался у дяди, где окончил семь классов, затем педагогический техникум.

В 1936 г. Андрей Григорьевич поступил в Одесское артиллерийское училище, которое окончил в 1938 г., и был направлен в Подольское артиллерийское училище командиром взвода курсантов, а затем помощником командира батареи курсантов.

С первых дней Великой Отечественной войны 1941-1945 гг. Карась в действующей армии. Вслед за первой легендарной батареей «Катюш» капитана Флерова, Карасю вручают один из первых дивизионов этих грозных боевых машин, с которым он громил фашистов на дальних подступах к Москве осенью 1941 г. За годы войны он прошел боевой путь от Москвы до Чехословакии.

После Великой Отечественной войны гвардии полковник А.Г. Карась поступает на факультет наземной артиллерии Артиллерийской академии им. Ф.Э. Дзержинского, которую оканчивает в 1951 г. Привыкнув всегда быть на передовых рубежах, он, не колеблясь, дает свое согласие на назначение его на полигон в Капустин Яр. Начальник штаба А.Г. Карась своей инициативной и добросовестной работой на Государственном центральном полигоне оказывал большую и незаменимую помощь начальнику полигона генералу В.И. Вознюку.

На полигоне Андрей Григорьевич знакомится с С.П. Королевым и членами возглавляемого им Совета главных конструкторов, ведущими специалистами ракетно-космической техники, что в дальнейшем позволило ему долгие годы плодотворно сотрудничать на космическом поприще.

1 ноября 1956 г. А.Г. Карась был назначен начальником штаба НИИП-5 (космодрома Байконур). В этот период идет интенсивное строительство полигона, его измерительных пунктов, технических зданий, городка. 15 мая начались летные испытания межконтинентальной ракеты Р-7. Андрей Григорьевич с головой уходит в работу по подготовке к запуску первого искусственного спутника Земли, но по состоянию здоровья переводится в Москву на должность консультанта в НИИ-4 МО.

15 июля 1959 г. А.Г. Карась назначается начальником Командно-измерительного комплекса, где он прослужит до 1965 г. Работа по первым ИСЗ показала огромную значимость Командно-измерительного комплекса в освоении космического пространства, и требовались его совершенствование и развитие.

12 апреля 1961 г. был запущен первый в мире космонавт – Ю.А. Гагарин. За этим полетом и кропотливый труд многотысячного коллектива КИК, возглавляемого А.Г. Карасем.

По заданию ЦК КПСС и Советского правительства наши ученые и конструкторы приступили к разработке космических объектов военного назначения.

В 1965 г. Андрей Григорьевич возглавил ЦУКОС, а с 1970 г. – Главное управление космических средств Министерства обороны СССР. В 1978 г. ему было присвоено звание генерал-полковник. В этом же году Андрей Григорьевич тяжело заболел, и 2 января 1979 г. его не стало.

Труд А.Г. Караса в Вооруженных Силах СССР был высоко оценен. Он лауреат Государственной премии СССР (1969 г.), награжден 2 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны I ст., орденом Отечественной войны II ст., 2 орденами Красной Звезды и многими медалями.

СЕРГЕЙ ДАРЕВСКИЙ И ЕГО ВКЛАД В ПИЛОТИРУЕМУЮ КОСМОНАВТИКУ

Ю.А. Тяпченко

**uatiapchenko@rambler.ru,
typhenko@progtech.ru**

АО «Научно-технический центр «Альфа-М»

Сергей Григорьевич Даревский – москвич (1920-2001 г.г.), окончил МАИ, к.т.н., с.н.с., Лауреат Ленинской премии, награжден орденами и медалями СССР, АН СССР, ВДНХ СССР, почётный академик РАКЦ, создал Специализированное ОКБ ЛИИ и стал его начальником и главным конструктором систем отображения информации (СОИ) и тренажёров для космонавтов.

О тернистом пути в космонавтику поведал он сам, Н.П. Каманин, его соратники, в том числе автор данной работы [1]. В докладе будут представлены основные достижения в области систем отображения информации пилотируемых КА, имевшие место при С.Г. Даревском.

С.Г. Даревский впервые в мировой практике подошёл к СОИ как к единой системе обеспечения деятельности человека. Такой подход позволил АН СССР принять решение о проведении исследований по эргономике с участием вузов и институтов страны, а в дальнейшем поручить С.Г. Даревскому возглавить всесоюзную НИР «Авангард» в этом направлении.

Под руководством С.Г. Даревского создано четыре поколения СОИ и заложены основы для пятого. Все это внедрено на космических кораблях и станциях СССР, а его последователями – в других отраслях.

Он уделял большое внимание опережающему развитию компонентной базы для СОИ на новых физических принципах. Его коллектив был первым в мире, кто внедрил индикацию на ЭЛТ, индикаторы электролюминесцентные, газоразрядные, светодиодные, матричные экраны, компактные ручки управления, кнопочные переключатели, оптико-электронную систему поддержки космонавтов и др. Обо всём этом изложено в докладе.

Под особым контролем у него были социальные вопросы коллектива, в том числе на Байконуре, где он на примере показал, как можно жить комфортно в условиях пустыни.

Талант генератора новых идей и организатора их продвижения был успешно реализован С.Г. Даревским и в ГУП «ВНИИМИ», куда он был переведён в 1975 г.

Литература

1. Тяпченко Ю.А. Пилотируемая космонавтика и рядом с ней; Мемуары, рассказы. - М.: Авторская книга. 2015.-522 с. стр. 242-263. ISBN 978-5-91945-680-3

Секция 1

НАУЧНЫЙ ВКЛАД ПЕРВЫХ ИСЗ В ПОЗНАНИЕ КОСМОСА

В.П. Кузнецов

vpkvpk@mail.ru

ЦНИИ ВКО Министерства обороны РФ

Первый в мире спутник был простейшим, но полученные научные результаты были весьма существенными. Прием сигналов с ПС-1 позволил определить профиль электрической концентрации в ионосфере выше её главного максимума. Нами были получены данные о прохождении радиоволн в ионосфере на разных высотах. Была также измерена с высокой точностью плотность верхней атмосферы, вплоть до высоты области полярных сияний. Впервые были осуществлены радиоизмерения доплеровского эффекта в условиях продолжительного космического полета, что способствовало разработке новых эффективных измерительных систем. Одновременно был исследован тепловой режим для создания условий полета живых организмов.

Второй в мире запуск ИСЗ «ПС-2» был осуществлен 3 ноября 1957 г., практически через один месяц после первого. Его масса составляла 508,3 кг. На нем уже была установлена высокоинформативная радиотелеметрическая аппаратура системы «Трал» а также контейнер с собакой Лайкой и телевизионная система, через которую можно было четко наблюдать за поведением животного. Эту дату запуска второго ИСЗ можно по праву считать днем рождения космического телевидения. О жизнедеятельности собаки постоянно по телеметрическому каналу передавались важные для дальнейших исследований космоса данные: частота дыхания; кровяное давление; электрокардиограммы; давление, влажность и температура внутри контейнера.

На ПС-2 также были установлены приборы, исследовавшие Солнце в ультрафиолетовой и рентгеновской областях спектра частот. Результаты измерений на ПС-2 позволили уточнить распределение электронной концентрации выше максимума слоя F2, определить напряженность электромагнитного поля и условия прохождения радиоволн через ионосферу и их величину затухания. Все это имело важное значение для развития перспективных систем измерения и спутниковой связи.

Третий ИСЗ /«Объект «Д»/, запущенный 15 мая 1958 года, был оснащен 12 специально разработанными измерительными приборами институтов Академии Наук, благодаря которым были получены уникальные результаты о геокосмосе. Были измерены: интенсивность корпускулярного излучения Солнца; концентрация положительных ионов; напряженность электростатических и магнитных полей. Осуществлено также измерение первичного космического излучения, измерение тяжелых ядер в космических лучах, измерение интенсивности микрометеоритов и фотонов. Удалось даже зарегистрировать мощную вспышку солнечных космических лучей-протонов с энергией порядка 100 МэВ. Было открыто наличие внешнего радиационного пояса Земли, что также явилось крупным мировым научным достижением.

Таким образом, каждый из первых отечественных ИСЗ внес существенный вклад не только в решение военно-политических, но и научных проблем. Можно с уверенностью констатировать, что по результатам исследований первых искусственных спутников Земли уже в первые годы космической эры советскими, а также американскими учеными, была сформирована новая отрасль науки: космическая физика, к настоящему времени сыгравшая существенную роль в познании мира на благо всего человечества.

ПЕРЕДАЧА ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА РАКЕТЫ P-2 В КИТАЙ И ЕЕ ИННОВАЦИИ

Ван Фан

wangfang@ihns.ac.cn

Институт истории естествознания Китайской академии наук, Пекин, КНР

Ракета P-2, проектирование которой началось в 1946 г., вышла на летные испытания в конце 1950 г., но все двенадцать запусков оказались неудачными. После второй серии испытаний (середина 1951 г.) ракету P-2 приняли на вооружение Советской Армии в 1952 г. Использование алюминиевых сплавов уменьшило массу ракеты (масса сухой ракеты – 4,46 т). Для ракеты P-2 был сконструирован новый двигатель РД-101 (компоненты топлива – жидкий кислород, этиловый спирт, перекись водорода), оснащенный системой аварийного выключения; было выбрано нижнее расположение приборного отсека и его герметичное исполнение; в состав системы управления введена система боковой коррекции, отклонение по дальности – 8 км, боковое отклонение – 4 км.

20 августа 1957 года вышел приказ министра обороны СССР о передаче Китайской Народной Республике (КНР) небольшого числа ракет дальнего действия P-2 с конструкторской документацией. С этой даты началось развитие ракетной программы КНР. Ракета P-2 имела максимальную дальность 576 километров, снаряжалась обычным взрывчатым веществом и стратегических задач не решала. Первый запуск поставленного в Китай из Советского Союза образца состоялся 1 сентября 1960 г. с полигона Цзюцюань. На ее основе была произведена и испытана китайская ракета DF-1 (опытный образец), а затем серийная DF-2 («Dong Feng» – «Восточный ветер»). Ракета DF-2, благодаря проведенным усовершенствованиям (инновациям), приобрела дальность 1250 км. Она поступила на вооружение Народно-освободительной армии Китая и использовалась для испытания КНР 27 октября 1966 г. ядерного оружия.

Ракета DF-2 была выполнена одноступенчатой, с четырехкамерным маршевым жидкостным двигателем. Компоненты топлива – керосин и азотная кислота. Запускалась с открытого (наземного) пускового стола. Точность стрельбы – 3 км. Ряд инноваций сделан на основе изучения единственного переданного Советским Союзом образца ракеты P-5M.

НАЧАЛЬНЫЙ ПЕРИОД ПРОЕКТИРОВАНИЯ И РАЗРАБОТКИ ТРАНСПОРТНОГО КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ «СОЮЗ»

В.Е. Миненко

victorminenko@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Доклад построен на рассказах участников событий начала 1960-х годов о первом периоде проектирования транспортного космического корабля «Союз», о контактах и встречах с Сергеем Павловичем Королёвым, активно направлявшим проектную и конструкторскую разработку как космического транспортного корабля «Союз», так и всей космической программы Советского Союза. Проектанты, конструкторы и производственники при участии многих отечественных предприятий создали уникальный космический корабль, продолжающий нести космическую вахту и в наши дни. Потенциал развития космической техники, заложенный Сергеем Павловичем Королёвым в объект «Союз», знаменовал начало промышленного и научно-технического освоения космического пространства. Приводится также ряд эпизодов, характеризующих Сергея Павловича Королёва не только как великого инженера в области космонавтики, но

Секция 1

и как человека, сочетавшего в себе жёсткость организатора огромного процесса освоения космического пространства и душевного человека, заботливо воспитывавшего молодое поколение инженеров и производственников.

КОРАБЛИ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА, НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ СУДА И РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЕ КОРАБЛИ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ «ВОЕННОГО» И «МИРНОГО» КОСМОСА

В.В. Шель

Schell77@mail.ru

Военная академия Генерального штаба Вооруженных Сил РФ
НИИ военной истории

Появление во второй половине XX в. межконтинентальных баллистических ракет (МБР) и космических аппаратов (КА) различного назначения потребовало создания кораблей и судов для измерения параметров траекторий их полета, обработки и передачи информации о них координационно-вычислительным центрам, а также приема различной информации со спутников над океанскими районами и морскими зонами, где было невозможно организовать стационарные станции для этих целей. В СССР ими стали корабли измерительного комплекса (КИК), специализированные научно-исследовательские суда (НИС) и отдельные разведывательные корабли (РЗК).

КИК были предназначены, прежде всего, для испытаний ракетного оружия, специализированные НИС работали по КА, а отдельные РЗК выявляли средства противоракетной обороны вероятного противника. Однако в некоторых задачах они дублировали друг друга, а в других дополняли, в т. ч. по «военному» и «мирному» космосу. Имея разную принадлежность (ВМФ и Академия Наук СССР) эти корабли и суда обеспечивали управление полетами КА, связь с экипажами и спутниками, траекторные и телеметрические измерения космических объектов, в т. ч. иностранных, помогали СССР раздвинуть зону радиовидимости далеко за пределы своей территории.

После развала Советского Союза почти все эти корабли и суда канули в лету. Принятые по ним в ту пору решения трудно признать правильными. Преднамеренное их уничтожение нанесло урон военной безопасности России. Они отбросили передовые технологии создания подобных кораблей и судов на десятилетия назад. В то же время такие корабли есть во многих странах мира (США, Франция, Китай и др.), их продолжают применять и строят новые. Принимая во внимание это, а также тот факт, что устойчивость космической группировки зависит от дублирования систем связи и измерения, не стоит пренебрегать советским опытом и в настоящее время следует серьезно задуматься о морском компоненте космических систем – создании нового «морского космического флота».

О КНИГЕ «ГЛАВНЫЙ ИСПЫТАТЕЛЬНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ ЦЕНТР МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ ИМЕНИ Г.С.ТИТОВА. 60 ЛЕТ»

О.А. Скрыль, И.А. Малышкин

OAS197@mail.ru, malish_ig@mail.ru

Межрегиональная общественная организация «Ветераны КИК»

Более 60 лет назад был заложен фундамент создания в нашей стране Командно-измерительного комплекса (КИК), чьи славные традиции отношения к профессиональному

долгу, воинской чести и человеческому достоинству продолжает ныне Главный испытательный космический центр (ГИКЦ) Министерства обороны РФ имени Г.С. Титова. К юбилею ГИКЦ под общей редакцией командующего Космическими войсками Головки А.В. подготовлена и выпущена полноформатная, красочно оформленная книга «Главный испытательный космический центр Министерства обороны Российской Федерации имени Г.С.Титова. 60 лет». В книге дается краткое описание наиболее значимых событий в жизни и деятельности людей, посвятивших свой путь Командно-измерительному комплексу, названы имена первопроходцев, командиров, военнослужащих и гражданских специалистов и тех, кто принимал и принимает участие в испытаниях и управлении орбитальными группировками космических аппаратов, кто своим трудом приумножает космическую славу России. В книге помещены уникальные фотографии и документы, представляющие интерес для всех, кто интересуется историей Главного испытательного космического центра. Показана научная деятельность ГИКЦ, специалистами которого осуществлено сопровождение десятков научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по созданию и летным испытаниям перспективных космических систем и комплексов, по созданию и модернизации средств наземного автоматизированного комплекса управления с целью обеспечения обороноспособности Российской Федерации. Одним из звеньев, выполняющих колоссальную работу по управлению космическими аппаратами, является деятельность наших отдельных командно-измерительных комплексов и отдельных измерительных пунктов. Настоящие космические масштабы по территории и сложности решаемых задач показаны в географии воинских частей Главного центра на всем пространстве России – от Балтийского моря до Тихого океана, от Заполярья до побережья Черного моря.. Читая книгу можно проследить не только за этапами развития частей Главного центра, но и за судьбами отдельных людей, решивших связать свою жизнь с ним, легко вернуться в те, уже далекие годы и заново пережить волнующие мгновения проведения работ по управлению космическими аппаратами от запуска первого искусственного спутника Земли до наших дней, увидеть знакомые места и лица товарищей. В книге, впервые, уделяется заслуженное внимание воинским частям, которые с честью завершили выполнение поставленных задач и по различным причинам остались только в истории. В книгу вошли разделы об отделах и службах управления Главного испытательного космического центра, о научно-испытательных управлениях. Сформулированы их основные задачи и кратко приведены истории развития. Отдельным разделом в книге рассказано о тех, кто стоял у истоков создания и развития Командно-измерительного комплекса, а ныне объединившихся в уважаемую в стране организацию МОО «Ветераны КИКа». Отмечена в книге и роль нашего прекрасного, современного и уютного города Краснознаменска, одного из самых молодых и динамично развивающихся городов Московской области, градообразующим предприятием которого является ГИКЦ им. Г.С.Титова. Завершается книга разделом о тех, кто своим трудом в научно-исследовательских институтах, конструкторских бюро, в цехах и лабораториях воплощали идеи в металл, конструировали космические аппараты и наземные средства управления, дают возможность выполнять свои задачи по предназначению ГИКЦ управлять космическими аппаратами.

Секция 1

ИСТОРИЯ СОВЕТСКОГО ПРОЕКТА ЭКСПЕДИЦИИ НА МАРС

В.Е.Бугров

BugrovV@yandex.ru

Заслуженный ветеран РКК «Энергия»

Марсианский проект С.П. Королёва, разработанный в соответствии с Постановлениями Правительства 1959 и 1960 годов, летом 1962 года был представлен межведомственной экспертной комиссии под председательством Президента АН СССР М.В. Келдыша, в составе эскизного проекта ракеты Н1 и предложений по ее использованию.

Комиссия одобрила основополагающую концепцию экспедиции: старт Тяжёлого межпланетного корабля ТМК с ОИСЗ к Марсу на ЖРД, переход на ОИСМ за счёт аэродинамического торможения в его атмосфере, обеспечение жизнедеятельности экипажа в полёте с помощью замкнутого биолого-технического комплекса ЗБТК, а также предложения о первоочередной разработке ТМК, как основного элемента экспедиции, для его наземной и лётной отработки. В докладе приводятся документальные подтверждения принятой концепции: черновики основных проектных документов и материалы 1963 года из архива ОКБ-1.

Заключение комиссии, подтверждённое Постановлением 24 сентября 1962 года, стало юридическим основанием для изготовления и испытаний ракеты Н1 и Тяжёлого межпланетного корабля в ИМБП. К 1974 году ТМК прошёл шестилетнюю отработку в ИМБП, ракета Н1 прошла лётные испытания и была подготовлена для доставки на Луну беспилотного лунного корабля – прототипа марсианского. Однако, по инициативе группы «соратников» Королёва вся материальная часть и документация по межпланетной программе была варварски уничтожена.

Пятнадцатилетний труд огромной кооперации, созданной Королёвым для реализации самого грандиозного космического проекта XX века, усилиями «соратников» вычеркнут из истории отечественной космонавтики и заменён двумя мифами. Автор первого мифа о «лунной гонке» утверждает, что Королёв в начале 60-х годов игнорировал два Постановления Правительства (1959 и 1960 гг.), поручивших ему разработку межпланетной программы, самовольно погнался за американцами на Луну и проиграл «лунную гонку». Автор второго мифа – «электрореактивного», утверждает, что проект Королёва экспедиции на Марс – «обыкновенная ложь», что Королёв к экспедиции никакого отношения не имеет, а первый советский проект экспедиции на Марс – «МЭК-1960» с использованием электрореактивных двигателей был разработан в 1960 году автором и «многими другими».

В докладе приводятся доказательства несостоятельности обоих мифов.

ПРОЕКТ МАРСИАНСКОЙ ЭКСПЕДИЦИИ КАК ВАРИАНТ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ РАКЕТЫ Н-1

Л.П. Вершинина

vega100@mail.ru

23 июня 1960 г. было принято постановление ЦК КПСС и СМ СССР № 715-296 «О создании мощных ракет-носителей, спутников, космических кораблей и освоении космического пространства в 1960 – 1967 годах», которое предусматривало комплекс мер по созданию ракеты Н-1. В документе указывалась единственная цель намечавшихся проектно-конструкторской проработки и необходимого объёма исследований – создание «новой комплексной ракетной системы со стартовым весом ракеты-носителя порядка 1000 – 2000 тонн, обеспечивающей вывод на орбиту вокруг Земли тяжёлого межпланетного корабля весом до 60-80 тонн». Предложения по полезной нагрузке Н-1

должно было сформулировать Министерство обороны, тем не менее, в ОКБ-1 также шла проработка этих вопросов. В 1962 г. на базе этой ракеты С.П. Королёв предлагал обширную перспективную тематику исследований космоса вплоть до полётов автоматических аппаратов к Нептуну. Однако, с учётом объективных трудностей создания новой сверхтяжёлой ракеты-носителя, а также принципиальной позиции Министерства обороны, не видевшего военного применения Н-1, степень разработки каждого из предлагавшихся направлений исследований была разной. В частности, в 1963 г. разработку проекта пилотируемой экспедиции на Марс С.П. Королёв предложил ограничить стадией эскизного проектирования.

В конце 1960-х гг. к теме марсианской экспедиции вернулся В.П. Мишин. Прежде всего, это было связано с высадкой американцев на Луну, что потребовало поиска таких задач в космосе, которые гарантированно обеспечили бы приоритет СССР. Работы велись до смещения с должности В.П. Мишина, а затем снова были прекращены.

Третий виток интереса к марсианской пилотируемой экспедиции начался в середине 1980-х гг. В это время обсуждалось предложение по организации международной пилотируемой экспедиции на Марс и создания обитаемой базы на Луне. Однако, в это время страна уже не могла позволить себе заниматься перспективными и дорогостоящими программами исследования дальнего космоса.

В докладе освещается ряд архивных документов, посвящённых разным этапам работ по проектам пилотируемой марсианской экспедиции.

РЕЗУЛЬТАТЫ ПРОЕКТНЫХ ПРОРАБОТОК МАРСИАНСКОЙ ЭКСПЕДИЦИИ ПОД РУКОВОДСТВОМ С.П. КОРОЛЁВА

А.А. Гафаров kerc@elnet.msk.ru

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»

После знакомства с работами К.Э. Циолковского пилотируемые полёты в космос стали главной целью для С.П. Королёва. Первой попыткой в этом направлении стала разработка ещё в ГИРД планера с ракетным двигателем – ракетоплана РП-1 совместно с Ф.А. Цандером, главным девизом которого был «Вперёд, на Марс!» В 1940 г. первые полёты совершил созданный в РНИИ ракетоплан РП-318-1 конструкции С.П. Королёва с ЖРД конструкции Л.С. Душкина. Это был первый в нашей стране полёт человека на летательном аппарате с ракетным двигателем и фактически первый шаг на пути человека в космос.

В послевоенный период под руководством С.П. Королёва была создана ракета, которая обеспечила выход в космическое пространство. Вслед за первым спутником в космос уходят первые автоматические межпланетные аппараты к Луне, Венере, Марсу. И С.П. Королёв вновь возвращается к идее межпланетного полёта человека – пилотируемой экспедиции на Марс. Как главный конструктор, он организовал проектные проработки марсианской экспедиции с учётом всех возможных вариантов её двигательного обеспечения. В этой связи наряду с уже хорошо отработанными к тому времени ЖРД он включил в перечень для проработки ядерные ракетные двигатели, работы по которым в тот период активно развивались. Большое внимание С.П. Королёв уделил и получившим к тому времени обоснование электроракетным двигателям с потенциально высокими энергетическими характеристиками. Единственным источником электроэнергии для таких ЭРД могли быть только ядерные энергоустановки. Так определился перечень рассматриваемых при С.П. Королёве типов двигательных установок для марсианской экспедиции.

Секция 1

Как следует из опубликованных на сайте РКК «Энергия» материалов доклада, обсуждённого на Учёном Совете ОКБ-1 22 апреля 1963 года, «Предложения о разработке космических объектов на базе носителя Н-1», вариант ЭДК с ЖРД по возможным весам космических объектов при исследовании Марса уступает в несколько раз по сравнению с ЭДК на основе АДУ, который в свою очередь уступает ЭДК с ЭРДУ на основе ЯЭУ (стр. 27, Таблица №2). В этой связи по указанию С.П. Королёва в комплексе, руководителем М.В. Мельниковым, были развёрнуты работы по созданию ЯЭРДУ.

Как следует из «Докладной записки об использовании носителя Н-1 (11А52) и создании на его основе первоочередных космических объектов», направленной С.П. Королёвым в различные инстанции в июле 1963 г., он предлагает работы по экспедиционному комплексу для высадки людей с оборудованием на поверхность Марса с возвращением на Землю ограничить эскизным проектом со сроком выполнения в 1966-1967 гг. Из этого документа следует, что при С.П. Королёве не было даже эскизного проекта марсианской экспедиции и все проведённые в этом направлении работы представляли собой лишь предварительные проектные проработки.

ЯДЕРНЫЕ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ В ПРОЕКТАХ ПИЛОТИРУЕМЫХ ПОЛЕТОВ К МАРСУ

В.В. Синявский

Viktor.Sinyavsky@rsce.ru

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

Проектные работы по осуществлению полета человека к планете Марс, имеющую из всех планет Солнечной системы наиболее близкие к земным природные условия, начались в РКК «Энергия» (тогда ОКБ-1) практически с самого зарождения пилотируемой космонавтики [1]. Для обеспечения полета рассматривалось три класса двигателей: жидкостные ракетные (ЖРД), ядерные ракетные (ЯРД), электроракетные (ЭРД) двигатели. Сравнительный анализ использования этих двигателей показал, что использование ЭРД позволяет сократить начальную массу МЭК, собираемой на орбите Земли, примерно в три раза относительно использования ЖРД (примерно с 1700 до 500 т). Поэтому в 1958 г. после успешного полета первого искусственного спутника Земли по указанию С.П. Королева проектные отделы ОКБ-1 приступили к исследованиям с целью использования ЭРД, питаемых от ЯЭУ, для межпланетных сообщений.

С.П. Королев, не только мечтавший о межпланетных пилотируемых полетах, но и понимающий необходимость для их осуществления создания новых технологий и новой техники, неоднократно подчеркивал, что для полета на Марс нужны новые двигатели на основе атомной энергии. Поэтому в 1960 г. он создал специальный тематический комплекс «Высокотемпературная энергетика и электроракетные двигатели» в составе проектно-конструкторского, материаловедческого и испытательного отделов общей численностью до 450 человек, руководителем которого назначил своего соратника М.В. Мельникова. Для создания экспериментально-испытательной базы для отработки модулей термоэмиссионной ЯЭУ была отдана так называемая третья территория, для отработки ЭРД был достроен испытательный комплекс на четвертой территории, для испытаний термоэмиссионных сборок был модернизирован исследовательский реактор ВВР-К с организацией ячейки с быстрым спектром нейтронов, в ФЭИ был создан полномасштабный нейтронно-физический макет термоэмиссионного реактора. В результате был создан большой научно-технический задел по ЯЭУ субмегаваттной и мегаваттной мощности и ЭРД типа МПД мощностью 500 кВт и ДАС мощностью до 50 кВт [2].

В 60-е годы в рамках эскизных проектов сверхтяжелых ракет-носителей (РН) Н1 и Н1М [1] были разработаны проекты ядерной ЭРДУ (ЯЭРДУ) мегаваттной мощности на основе термоэмиссионной ЯЭУ для энергодвигательного блока (ЭДБ) марсианского экспедиционного комплекса (МЭК) электрической мощностью от 2 200 кВт до 15 МВт (в виде трех блоков по 5 МВт) [3]. В качестве двигателей ЭРДУ рассматривался магнито-плазмодинамический (МПД) двигатель электрической мощностью 500 кВт с рабочим телом – литий, который был создан и прошел ресурсные испытания [4].

В докладе также представлены сведения о разработке в РКК «Энергия» проектов экспедиции на Марс в период с 1969 г. и по настоящее время.

1. Королев С.П. Энциклопедия жизни и творчества. // Изд. РКК «Энергия». 2014. 704с.
2. Синявский В.В. Научно-технический задел по ядерному электроракетному межорбитальному буксиру «Геркулес» // Космическая техника и технологии. 2013. № 3. С.25-45.
3. Горшков Л.А., Синявский В.В., Стойко С.Ф. Межпланетные проекты С.П.Королева и их развитие в РКК «Энергия» // В кн.: История развития отечественной пилотируемой космонавтики. - М: ООО «Издательский дом «Столичная энциклопедия», 2015. С.253-273.
4. Агеев В.П., Островский В.Г. Магнитоплазмодинамический двигатель большой мощности непрерывного действия на литии // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 3. С. 82–95.

Секция 2



ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

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

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

АО «Государственный ракетный центр им. академика В.П.Макеева»

Современная космическая техника требует внедрения новых технологий.

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

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

РН использует только высокоэнергетические компоненты топлива - кислород и водород, является экологически чистой и не имеет отделяемых элементов. РН оснащается высокоэффективным для многоступенчатых ракет маршевым двигателем внешнего расширения с центральным телом с вдувом газа в донную область.

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

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

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

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

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

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

УНИВЕРСАЛЬНАЯ СПАСАТЕЛЬНАЯ КАПСУЛА ДЛЯ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ

**В.Е. Миненко¹, Д.Н. Агафонов¹, Г.Е. Белкина¹,
С.Б. Быковский², А.Г. Якушев²** **goodday1122@mail.ru**

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана,

²Авиационный комплекс им. С.В. Ильюшина

Проблема спасения экипажей космических кораблей и будущих аэрокосмических транспортных систем не только в момент старта, но и на всех остальных участках полета будет всегда актуальна при осуществлении человеком полетов на большие высоты и с большими скоростями. Для подтверждения этого достаточно вспомнить печальный опыт использования американской аэрокосмической системы «Спейс Шаттл», за время эксплуатации которой были потеряны два экипажа на участке выведения и на участке возвращения аэрокосмического самолета. Конструкция советского орбитального самолета «Буран» предусматривала спасение двух пилотов на этапе летных испытаний с помощью катапультируемых кресел К-36РБ, однако далеко не во всем диапазоне высот и скоростей полета. В дальнейшем предусматривалось спасение всей кабины экипажа «Бурана», но из-за свертывания программы эта работа не была реализована. Существующая система спасения экипажа космического корабля «Союз» обеспечивает спасение экипажа на всех этапах участка выведения, однако при определенных условиях срабатывания этой системы перегрузки, которые испытывает экипаж при спасении, могут превысить 20 единиц.

Предлагаемая конструкция спасательной капсулы на базе спускаемого аппарата класса «несущий корпус», благодаря аэродинамическим характеристикам своей формы, обеспечит спасение экипажей перспективных космических кораблей на всех этапах участка выведения и возвращения. Такая «многорежимность» предлагаемой конструкции спасательной капсулы позволит сделать ее универсальной, для использования на различных аэрокосмических аппаратах с различными траекториями полета. При этом перегрузки, которые будет испытывать экипаж при спасении, будут сопоставимы с перегрузками при штатном полете. А использование хорошо отработанной парашютно-реактивной системы мягкой посадки обеспечит высокую надежность безопасного приземления экипажа.

В свое время в РКК «Энергия» уже проводились работы по созданию спасаемой кабины в виде аппарата класса «несущий корпус» для орбитального самолета массой порядка 100 тонн, однако развития эти работы, к сожалению, не получили.

АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ КАК ЭЛЕМЕНТ СКОРОСТНОЙ МАГИСТРАЛЬНОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ

В.Е. Миненко¹, С.Б. Быковский² **goodday1122@mail.ru**

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана,

²Авиационный комплекс им. С.В. Ильюшина

Бурное развитие реактивной транспортной авиации, которое началось в 60-х годах прошлого века, привело к резкому увеличению пассажирских перевозок. За период с 1960 по 2000 г.г. число пассажиров, перевезенных за год, увеличилось в 32 раза. Полет на высотах, где атмосферные возмущения встречаются достаточно редко, большая скорость и внушительная дальность полета, герметичный пассажирский салон авиа-

Секция 2

лайнеров обеспечили пассажирам достаточный комфорт. Резко вырос пассажиропоток и на дальних маршрутах между Европой, США, Юго-Восточной Азией, Японией и Австралией. Для России с ее огромной территорией развитие дальних авиаперевозок особенно актуально. Расстояние между Калининградом и Владивостоком по воздуху достигает 7400 км, а длительность перелета по этому маршруту на современном пассажирском авиалайнере – 9 часов. Для оперативного решения оборонных задач, а также задач управления в государственных структурах и в бизнесе необходимо сократить время полета на дальних магистральных маршрутах. Одним из способов решения этой проблемы является создание аэрокосмической транспортной системы, у которой часть траектории проходит через околоземное космическое пространство.

В предлагаемой работе рассмотрен вариант аэрокосмической транспортной системы, отличительной особенностью которой является максимальное использование существующей авиационной техники, силовых установок и аэродромной инфраструктуры. Рассмотрена реализация воздушного старта аэрокосмического аппарата с помощью выпускающихся серийно самолетов-носителей при их минимальном переоборудовании. Предлагается способ размещения аэрокосмического аппарата на самолете-носителе, который обеспечит простоту и оперативность их стыковки и, таким образом, снизит затраты на подготовку пуска. Использование на борту аэрокосмического аппарата существующих силовых установок позволит снизить стоимость разработки и эксплуатации транспортной системы. Для использования взлетно-посадочных полос существующих аэродромов при горизонтальной посадке аэрокосмического аппарата рассмотрены способы снижения его посадочной скорости. Проведена оценка варианта аэрокосмического аппарата с вертикальной посадкой для осуществления полетов в районы, оборудованные только вертолетными площадками.

МЕХАНИЗМЫ ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ СТРУКТУРЫ В ПЕРСПЕКТИВНЫХ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЯХ

**А.В. Юсов¹, М.Ю. Архипов,
С.А. Козлов¹, Е.А. Устинова¹**

yusov@amech.ru

¹ООО «Прикладная механика»,
ФГБУН ФИАН им. П. Н. Лебедева

Требования к перспективным космическим крупногабаритным трансформируемым конструкциям в основном связаны с задачами построения высокоэффективных развертываемых антенных систем гигагерцовых диапазонов, высокоточных адаптивных зеркальных радиотелескопов субтерагерцового диапазона, работающих при температурах жидкого гелия (°К), а также, некоторых других специальных конструкций. Обеспечение высокой жесткости, ограничение ударных воздействий при развертывании, коррекция формы, положения и ориентации элементов конструкции, работоспособность при сверхнизких температурах, – являются задачами, требующими решения.

Предлагается, для высокоточного пространственного (шестикоординатного) позиционирования космических конструкций и их элементов использовать манипулятор типа гексапод, реализованный на базе электромеханического привода. В конструкции криовакуумного гексапода для позиционирования и ориентации вторичного зеркала субтерагерцового радиотелескопа может быть использован специально разработанный линейный электромеханический привод для гелиевых температур с минимальным разрешением позиционирования порядка 1 мкм.

Взаимное расположение и ориентацию зеркала и облучателя в перспективных крупногабаритных трансформируемых антенных системах гигагерцовых диапазонов, также, для повышения эффективности необходимо обеспечивать при помощи механизмов параллельной структуры типа гексапод.

По данным направлениям проведены исследования и опытно-конструкторские работы, созданы образцы линейных приводов для гелиевых температур с различными тестовыми параметрами, получены и испытаны радиационно-стойкие гексаподы вакуумного исполнения. Таким образом, опираясь на полученный результат, можно реализовать требования для перспективных космических конструкций.

ПЕРСПЕКТИВЫ И ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ЛАЗЕРНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ РАЗГОНА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ

В.Г. Поспелов pospelovvladimir@rambler.ru

Научно-исследовательский институт космических систем имени А.А. Максимова – филиал ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр имени М. В. Хруничева»

Современная пилотируемая космонавтика ограничена, в основном, околоземными миссиями, освоение Солнечной системы проводится беспилотными аппаратами. Одной из основных причин этого является отсутствие двигательных установок, эффективных на межпланетных дистанциях. Реактивные двигатели требуют большого запаса топлива и окислителя, что значительно снижает полезную нагрузку космического аппарата. Солнечный парус в качестве двигателя космического аппарата имеет определённые преимущества перед реактивными двигателями, и главным из них является отсутствие необходимости в топливе. Единственная проблема солнечного паруса – его зависимость от давления солнечного света. Ослабевая по мере удаления от Солнца пропорционально квадрату расстояния от светила, оно имеет малое значение на орбите Земли и с удалением от неё становится совсем незначительным, по причине чего КПД солнечного паруса как двигателя сравнительно невысок.

Решением этой проблемы может быть создание лазерной разгонной установки, осуществляющей разгон космического аппарата с солнечным парусом. Такая установка сможет придавать космическому аппарату ускорение за счёт облучения солнечного паруса сконцентрированным лучом. При этом с помощью этой установки можно будет, теоретически, проводить процедуру разгона даже на значительном удалении космического аппарата от Земли при учёте расстояния и рассеивания луча в пространстве. Однако создание подобной установки сопряжено с рядом проблем: расчёт мощности разгонного лазера, координатно-временное обеспечение, правовые аспекты. В статье эти проблемы рассмотрены более подробно, также предложены возможные методы их решения.

Секция 2

О ВОЗМОЖНОСТИ СУЩЕСТВЕННОГО СНИЖЕНИЯ ЭНЕРГО- МАССОВЫХ ЗАТРАТ НА РАЗГОН ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ МАРСИАНСКОГО ЭКСПЕДИЦИОННОГО КОМПЛЕКСА ПРИ ПЕРЕХОДЕ ОТ ОДНОМОДУЛЬНОЙ К РАЗДЕЛЬНОМОДУЛЬНОЙ СХЕМЕ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

С.Н. Худяков

src@makeyev.ru

АО «Государственный ракетный центр им. академика В.П.Макеева»

Одним из направлений совершенствования космического летательного аппарата (КЛА), использующего при своём разгоне принцип реактивного движения, является переход от схемы одномодульного (ракетного) КЛА к схеме раздельномодульного КЛА. Схема раздельномодульного КЛА предусматривает выполнение КЛА в виде двух связанных между собой тросом модулей – модуля полезной нагрузки (МПН) и буксира. Разгон модулей осуществляется навстречу друг другу с помощью тросового разгонного устройства буксира.

От одномодульного (ракетного) КЛА раздельномодульный КЛА отличается более высокой эффективностью использования бортового запаса энергии КЛА при разгоне МПН и существенно меньшим потребным импульсом, сообщаемым разгоняемой массе за всё время разгона. Предложено реализовывать эти преимущества в схеме раздельномодульного КЛА с многоразовым буксиром. Буксир такого КЛА оснащён ракетной двигательной установкой, предназначенной для гашения приращения скорости, полученного им при разгоне МПН.

В отличие от обычного разгонного блока многоразовый буксир не улетает вместе с полезной нагрузкой, а остаётся вблизи точки старта и может использоваться многократно.

Обосновано использование маховика в качестве привода тросового разгонного устройства буксира. Характеристики материала троса и маховика приняты равными физико-механическим характеристикам гипотетического материала троса космического лифта с разрывной длиной (удельной прочностью) 10000км.

Обоснована целесообразность использования многоразового буксира в виде пилотируемой многофункциональной орбитальной разгонной станции (ОРС).

Представлены результаты численного моделирования процесса разгона МПН марсианского экспедиционного комплекса массой 5000кг, 15000кг, 25000кг с помощью ОРС с маховиками различной массы. Показано, что массовые затраты ОРС на разгон МПН марсианского экспедиционного комплекса примерно в 2,7 раза меньше аналогичных затрат обычного одноступенчатого разгонного блока.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРОСОВЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МАЛОГО КЛАССА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ПРИКЛАДНЫХ ЗАДАЧ

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

¹Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассматриваются некоторые прикладные задачи механики орбитальных тросовых систем (ОТС).

В настоящее время, в связи с интенсивным развитием сегмента малых космических аппаратов, использование возможностей, предоставляемых ОТС, может позволить в условиях космического полета решить ряд практически важных задач на основе применения маломассогабаритных космических аппаратов, вплоть до наноспутников.

Значительный интерес в прикладном отношении представляет использование обширных потенциальных возможностей электродинамических тросовых систем (ЭДТС).

Орбитальные тросовые системы могут предоставить широкие дополнительные возможности при проведении целого ряда космических экспериментов.

Ряд имеющихся проблем связан с необходимостью исследования вопросов динамики развертывания ОТС и уточнения используемых математических моделей.

Особый интерес представляют вопросы управления развертыванием орбитальных тросовых систем, либрационного движения, разделения тросовых систем, а также ряд других.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО СПУТНИКА НА ОСНОВЕ СУЩЕСТВУЮЩЕГО ЗАДЕЛА С ПРИМЕНЕНИЕМ НОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ И МАТЕРИАЛОВ

А.В. Косенкова

tarasova_av@laspace.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Среди быстро развивающихся практических применений достижений космической техники важное место занимает дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ). В его основе лежит исследование собственного и отраженного излучений Земли (аналогично астрономическому методу исследования удаленных космических объектов). Проведение и интерпретация результатов таких исследований в интересах большого числа пользователей предопределяет их многоплановый характер.

В ходе данной работы показана актуальность использования достижений космической техники для дистанционного зондирования Земли в метеорологии и произведено проектирование метеорологического спутника. Для чего проведен баллистический анализ с описанием схемы и средств выведения КА, при этом учитывается его возмущенное движение под воздействием гравитационного потенциала Земли. Произведен выбор двигателей коррекции и стабилизации, расчет теплового режима КА и системы энергообеспечения, состоящей из солнечных батарей и аккумуляторов.

Спроектирована ферменная конструкция с композитными стрержнями для получения выигрыша в весе по сравнению с применением сплавов АМг-6. Произведено также проектирование сетчатой цилиндрической оболочки из композитных материалов взамен используемой переходной фермы из сплавов АМг-6, позволяющей значительно снизить массу КА.

Произведенные расчеты в Patran с решателем Nastran для композитного стержня фермы и сетчатой конструкции подтверждают аналитические расчеты.

Секция 2

МИКРОСПУТНИК ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ «АУРИГА»

А. Малинин¹, Д. Дмитриев¹, П. Кудряшов¹, info@dauria.ru
А. Милов¹, С. Иосипенко¹, Н. Парцевский²

¹ООО «Даурия – спутниковые технологии»

²ООО «НПП ДАУРИЯ»

В последнее десятилетие микроспутники сделали заметный скачок от чисто студенческих проектов, нацеленных исключительно на образовательные цели, к полномасштабным коммерческим и научным проектам, способным решать широкий спектр прикладных и научных задач. Микроспутники, в том числе разработанные в стандарте CubeSat, запускаются уже сотнями штук на одном средстве выведения, как это было осуществлено в феврале 2017 г., когда на одной индийской ракете PSLV было выведено на орбиту 103 микро- и наноспутника. При этом следует отметить, что по прогнозам на 2018-2019 годы более 60% микроспутников будут запускаться с целью дистанционного зондирования Земли. Как пример группировок микроспутников, которые решают задачи мониторинга и зондирования Земли, можно привести такие группировки, как Dove и Lemur, которые насчитывают десятки и сотни спутников, обеспечивая глобальное покрытие поверхности Земли и оперативность получения данных. В данной обстановке роста популярности микроспутников и группировок на их основе для решения задач ДЗЗ, компанией ООО «Даурия – спутниковые технологии» разработан КА дистанционного зондирования Земли «Аурига».

Спутник «Аурига» разработан в рамках мирового стандарта микроспутников CubeSat и имеет форм-фактор 16U. В качестве полезной нагрузки в составе КА «Аурига» размещена оптико-электронная система, представляющая собой камеру высокого пространственного разрешения оптического диапазона. Уникальными отличиями микроспутника являются его компактные габариты и небольшая масса в сочетании с производительностью оптико-электронной системы (ОЭС) и высоким пространственным разрешением камеры. При габаритных размерах КА 250 × 250 × 450 мм и массе всего 20 кг он способен отснять и передать на наземные средства приёма данные ДЗЗ в объёме до 550 тыс. км² в сутки. При этом пространственное разрешение ОЭС с целевой солнечно-синхронной орбиты высотой 600 км составит 2,8 м на пиксел в надир с полосой захвата 28 км.

В докладе будут рассмотрены проблемы, решённые в ходе разработки спутника, а также принципы его функционирования.

МАЛЫЙ МНОГОРАЗОВЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ ДЛЯ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

И.А. Соболев¹, А.М. Ильин² is@aerospacelab.ru, linlin82@yandex.ru

¹Аэрокосмическая лаборатория МГУ,

²ООО «Лин Индастриал»

В настоящее время в ряде стран ведутся разработки технологических аппаратов, предназначенных для проведения экспериментов с использованием факторов космического пространства – в первую очередь, микрогравитации и вакуума. В СССР в 1985 году был осуществлен первый пуск КА «Фотон», который в модернизированном варианте «Фотон – М» используется по сей день. РКК «Энергия» с 2012 года ведёт

разработку автономного технологического модуля «ОКА-Т». Китай прорабатывает возможность создания технологического КА на базе транспортного корабля «Тяньчжоу».

Предлагаемые технологические космические аппараты предназначены для проведения экспериментов, обеспечивающих получение новых знаний в области физики невесомости, экспериментальную отработку технологических процессов производства полупроводниковых, оптических и биотехнологических материалов, биомедицинских препаратов с улучшенными характеристиками, а также проведение биологических и биотехнологических исследований. Новейшим направлением космических технологий становится проекты по выращиванию биологических органов для последующей имплантации.

Названные КА обеспечивают проведение большого числа экспериментов при высокой массе и энергопотреблении оборудования. При этом их запуск (обслуживание) осуществляется ракетами-носителями среднего класса. Таким образом, запуск таких КА оправдан либо при наличии достаточного числа подготовленных экспериментов (при этом всем заказчикам приходится ожидать общей даты запуска, как правило – на протяжении нескольких лет), либо при необходимости производства большого объема продукции.

В предлагаемом докладе рассматривается проект малого технологического аппарата, выведение которого возможно на ракетах-носителях легкого и сверхлегкого классов, обеспечивающих низкую стоимость и высокую оперативность запуска. Эти качества позволяют широко использовать такие КА для проведения экспериментов, не требующих высокого энергопотребления, расширяют круг потенциальных заказчиков, а также открывают возможность решения некоторых неотложных задач, связанных с космическими производственными технологиями.

ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАЗГОННОГО БЛОКА С СОЛНЕЧНЫМ ТЕПЛОМ РАКЕТНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ ПРИ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИИ

**М.С. Константинов, С.Л. Финогенов, А.И. Коломенцев,
Мин Тейн, А.А. Тутуров sfmai2015@mail.ru**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрены вопросы совместной оптимизации: (а) многовитковой «разрывной» траектории выведения КА на ГСО при помощи солнечного теплового ракетного двигателя (СТРД), (б) основных проектных параметров космического аппарата (КА), (в) тепловых, оптико-энергетических и тяговых характеристик СТРД. Показаны сегменты переходных орбит, на которых целесообразно включение двигателя. Проведена оптимизация законов «включения-выключения» солнечной двигательной установки (длительности активных и пассивных участков и их расположение на траектории перелета), выявлены оптимальные законы ориентации вектора тяги на активных участках, такие как программы по углам тангажа и рыскания. Показано, что для 60-суточного полета оптимальная траектория выведения КА с СТРД на ГСО значительно усложняется и содержит больше активных сегментов, по сравнению с 30-суточным полетом. Показано, что при тяге СТРД 30Н и удельном импульсе 600 сек (для варианта с дожиганием нагретого водорода кислородом или фтором), применительно к солнечному разгонному блоку РН «Союз-2.1.б» при наклонении стартовой орбиты 51,6 град, затраты характеристической скорости составили 5030 м/с, что значительно (на 200...250 м/с) ниже по сравнению с ранее рассматриваемыми схемами перелета КА с СТРД для аналогичных задач. Это

Секция 2

позволяет увеличить массу выводимого КА на ГСО до уровня, сопоставимого с массой ПН, доставляемого «прямым» и «быстрым» способом РН тяжелого класса серии «Протон» с разгонным блоком типа «ДМ» или «Бриз-М».

Представлены возможные схемные решения солнечной двигательной установки и ее основных, наиболее критичных элементов, таких как система «солнечный концентратор – светоприемник».

Показано, что при повышении удельного импульса СТД и изменении его тяги наблюдается экстремум, соответствующий максимуму критерию эффективности (массе полезной нагрузки), причем с ростом удельного импульса оптимальная тяга снижается. Так, например, для 30-суточного полета удельному импульсу 700 сек соответствует оптимальная тяга 90 Н, в то время как для удельного импульса 900 сек оптимум приходится на 60 Н. Расчеты проводились для случая нагрева водорода в приемнике солнечного излучения неравнотемпературного типа с целесообразной для данной задачи температурой 2800К и значением параметра точности зеркального концентратора (по О.И. Кудрину) $Da=0,5...1$ град.

По сравнению с СЭДУ с солнечными батареями и графитовым тепловым аккумулятором, выигрыш в массе полезной нагрузке составляет около 110 кг при мощности бортовых солнечных батарей 10...15 кВт и времени выведения 60 суток. Для 30-суточного полета, когда более предпочтительно дожигание водорода фтором, выигрыш в массе ПН составляет от 170 до 250 кг.

По сравнению со схемой с «довыведением» КА на ГСО, использующей комбинацию ЖРД при использовании разгонного блока «Фрегат» и апогейной ЭРДУ с двигателям СПД-140Д для РБ «Фрегат», выигрыш в массе ПН составляет около 500 кг при одинаковом времени полета.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ЕДИНОЙ МЕТОДОЛОГИИ СОЗДАНИЯ АГРЕГАТОВ ПНЕВМОГИДРОСИСТЕМ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ И КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ВСЕХ ЭТАПАХ: ОТ КОНСТРУИРОВАНИЯ ДО ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

В.В. Ушаков

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Свой многолетний опыт конструкторы агрегатов ПГС в РКК «Энергия» им. С.П. Королева приобретали, создавая различные типы отсечной, регулирующей и иной арматуры как для ракет носителей, так и для космических аппаратов, включая пилотируемые. Личный опыт С.П. Королева в создании первых отечественных ракет навсегда убедил его в обязательном профессиональном овладении знаниями, опытом и методическими документами по основам конструирования и экспериментальной отработки агрегатов ПГС. Именно поэтому в рамках ОКБ-1 в самом начале 60-х годов был создан арматурный комплекс, включивший в свой состав конструкторский и испытательный отделы, получившие самую современную экспериментальную базу для опытной отработки арматуры.

Совершенствования пневмогидравлических схем различных систем требовали от конструкторов арматуры не только активного творческого подхода, но и строгого соблюдения единой методологии конструирования.

Об этом на конкретных примерах конструкторских разработок основных типов арматуры подробно рассказано в монографии «Агрегаты пневмогидравлических си-

стем» авторов В.В. Ушакова и А.М. Щербакова под редакцией В.М. Филина, вышедшей в издательстве МАИ в 2017 г.

ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ КРЫЛА ПО ДВУМ КРИТЕРИЯМ

Пху Вэй Аунг, О.В. Татарников
thzr093@gmail.com, ovtatarnikov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В современном самолетостроении к новым конструкциям предъявляются требования обеспечения высоких эксплуатационных характеристик и уровня качества изделий при ограниченной стоимости.

Одним из главных требований является снижение массы конструкции. Эта проблема может быть решена путем рационального применения новых конструкционных материалов. В связи с этим одной из важных задач, возникающих на этапе эскизного проектирования летательных аппаратов, является обоснованный выбор материалов для элементов конструкций.

Целью работы является оптимальный выбор материала и конструкции крыла по двум критериям минимальной массы и минимальной стоимости. В качестве альтернатив рассматривались несколько вариантов материала: алюминиевый сплав, титановый сплав, сталь, углепластик, боропластик и стеклопластик.

Определены нагрузки, действующие на крыло.

1. Сделаны оценки геометрических параметров конструкции крыла, обеспечивающих требуемый уровень прочности для каждого рассмотренного материала.
2. Сделаны оценки массы крыла для различных материалов конструкции крыла.
3. Произведен выбор оптимального варианта материала и конструкции крыла по двум критериям: массы и стоимости.

В результате исследований были выработаны практические рекомендации для международного проекта по разработке тренировочного самолета К-8.

ОБОСНОВАНИЕ КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ РЕФЛЕКТОРА КОСМИЧЕСКОЙ АНТЕННЫ ИЗ УГЛЕРОД-УГЛЕРОДНОГО МАТЕРИАЛА НА ОСНОВЕ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

А.А. Алексеев **alexart93@bk.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Развитие систем космической связи требует совершенствования космических аппаратов (КА), важной частью которых являются рефлекторы зеркальных космических антенн (ЗКА). Общая тенденция развития заключается в переходе к все более высоким частотам излучения, вплоть до 75 ГГц (от L-диапазона к V-диапазону).

В силу того, что точность отражающей поверхности (ОП) рефлектора напрямую связана с длиной волны и не должна быть хуже чем $\lambda/50$, для рефлекторов ЗКА частотой 60 ГГц и выше требуемая точность ОП не должна превышать 0,1 мм. Однако выполнение данного требования находится на пределе возможностей для современных рефлекторов трехслойной и орребренной схем, поэтому для обеспечения перспектив дальнейшего повышения частоты ЗКА необходимо изменить принципы создания рефлекторов.

Секция 2

Один из возможных подходов к решению данной задачи – переход к новым материалам, используемым в конструкции рефлекторов ЗКА. Таким материалом может стать углерод-углеродный композит (УУКМ). Но УУКМ, по сравнению с углепластиком, обладает заметно большей плотностью (до 2000 кг/м³), поэтому, для обеспечения низкой поверхностной плотности рефлектора потребуется создание высокожесткой конструкции с развитой системой оребрения. При этом, в силу особенности технологии изготовления изделий из УУКМ, ребра рефлектора могут иметь сложную геометрию с высокой степенью кривизны. Разработка такой конструкции методом проб и ошибок может оказаться крайне длительной и дорогостоящей. Решением является проектирование рефлектора ЗКА из УУКМ с применением метода топологической оптимизации. Сложность состоит в том, что в процессе топологической оптимизации необходимо на каждом ее шаге решать совместную задачу определения напряженно-деформированного состояния рефлектора ЗКА и его температурного состояния, находимого из решения задачи радиационно-кондуктивного переноса тепла.

В итоге работы были получены варианты конструктивно-компоновочные схемы рефлекторов ЗКА из анизотропного УУКМ применительно к различным условиям эксплуатации и проведено их сравнение с традиционными конструкциями (трехслойной и оребренной тонкостенной).

ВЛИЯНИЕ СХЕМЫ ЗАКРЕПЛЕНИЯ НА ТОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОСМИЧЕСКОЙ АНТЕННЫ ИЗ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

Я.А. Ажевский
А.Д. Новиков, С.В. Резник

azhevsky.yaroslav@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

При определении точностных характеристик бортовых зеркальных космических антенн необходимо принимать во внимание конструктивную схему крепления рефлектора антенны к корпусу космического аппарата (КА). Рассмотрен ряд конструкций крепления для семейств рефлекторов, имеющих оребрение выпуклой поверхности тонкостенной параболической оболочки из композиционного материала (КМ). С помощью конечно-элементного моделирования исследовано температурное и напряженно-деформированное состояние различных вариантов крепления модельного рефлектора диаметром 1,2 м с учетом инерционных нагрузок при выводе КА на орбиту и радиационного теплообмена в условиях открытого космоса. При этом впервые выполнен сравнительный анализ конструктивно-компоновочных схем креплений рефлекторов, состоящих из двутавровых профилей, цилиндрических стержней, стержней прямоугольного сечения из КМ. Показаны преимущества использования трёхслойных конструкций крепления рефлектора с заполнителем из пенопласта перед трёхслойной конструкцией с сотовым заполнителем.

В ходе термомеханического анализа выявлены зависимости, связывающие геометрические размеры и характеристики используемых материалов крепления с термическими деформациями конструкции в сборе с рефлектором в условиях орбитального полета по геостационарной орбите. Сделаны выводы о влиянии схемы крепления на рабочие характеристики космической спутниковой антенны.

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ ПРЕЦИЗИОННОГО РАЗМЕРОСТАБИЛЬНОГО РЕФЛЕКТОРА ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА ДЛЯ КРИОГЕННОГО КОСМИЧЕСКОГО ТЕЛЕСКОПА

Е.К. Филина^{1,2} flina.el@asc.rssi.ru
Е.С. Голубев^{1,2}, К.В. Михайловский¹

¹МГТУ им. Н.Э Баумана,

²Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН

Для решения фундаментальных задач в области современной астрофизики необходимо детальное изучение космического пространства в миллиметровом, субмиллиметровом и инфракрасном диапазонах волн. В связи с этим, активно эксплуатируются и разрабатываются космические телескопы и для повышения их функциональных характеристик необходимо увеличивать диаметр рефлекторов и снижать их температуру до 4,5К. В силу жестких требований по размеростабильности данного типа рефлекторов необходимо осуществлять не только выбор материалов, но и конструктивно-силовой схемы.

Одним из перспективных материалов для создания рефлекторов является высоко-модульный углепластик, что подтверждено в рамках проекта космического телескопа «Джеймс Вебб» (США) и Российской космической обсерватории «Миллиметрон».

Рефлектор космического телескопа должен удовлетворять ряду противоречивых требований: обладать малой массой, повышенной размеростабильностью и удельной жесткостью, что обеспечивает высокую точность отражающей поверхности в условиях работы при сверхнизких температурах до 4,5 К.

Для достижения высокой массовой эффективности необходимо оптимизировать конструкцию рефлектора, в которой целевой функцией является минимум массы, а ограничениями – требования к жесткости и размеростабильности, что и является задачей данной работы. В силу множества параметров решается задача векторной оптимизации с помощью программного комплекса конечно-элементного анализа «Ansys».

В рамках данной работы предложена геометрическая модель рефлектора космического телескопа с жесткими обшивками из углепластика и легким сотовым наполнителем, создана его параметрическая трехмерная модель.

С помощью многопараметрической оптимизации разработана конструкция рефлектора, которая обладает требуемой размеростабильностью и жесткостью при пониженной массе. Обоснован тип сотового наполнителя, размер и высота его ячейки.

ТЕПЛОВОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОБШИВКИ КРЫЛА СУБОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТУРИСТИЧЕСКОГО КЛАССА

Е.Р. Ашихмина, П.В. Просунцов*

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*pavelprosuntsov@mail.ru

В МГТУ им. Н.Э. Баумана в течение нескольких лет ведутся работы по созданию суборбитального многоразового космического аппарата туристического класса (МКА ТК), выполненного по самолетной схеме. При спуске в атмосфере на аппарат воздей-

Секция 2

ствуют значительные тепловые и силовые нагрузки. Наиболее нагруженным участком траектории является спуск в атмосфере под максимальным углом атаки – на этом этапе скорость полета может достигать 4–6 М.

В данной работе было рассмотрено крыло МКА ТК, которое является важным силовым элементом конструкции.

Одной из сложных проблем, возникающей при проектировании крыла МКА ТК, является определение характеристик гибридных композиционных материалов.

В большинстве случаев они являются уникальными, и воспользоваться справочными данными не представляется возможным.

Для решения этой задачи использовался модуль программного пакета MSC.Digimat, с помощью которого удалось получить расчетные физико-механические характеристики материалов крыла.

Расчетные значения были верифицированы по результатам экспериментальных исследований: максимальное расхождение составило 7%.

Другая проблема заключалась в том, что при гиперзвуковых скоростях полета температура у поверхности МКА ТК достигает более 2000 К. При таких температурах необходимо учитывать физико-химические процессы (диссоциацию), протекающие в газовой среде.

Для решения данной задачи с помощью программного обеспечения Ansys CFX проводилось моделирование гиперзвукового обтекания МКА ТК с учетом высокотемпературной диссоциации воздушной смеси.

В итоге были получены распределения температуры у поверхности аппарата и величины коэффициента теплоотдачи для различных высот полета. На следующем этапе эти данные были использованы при моделировании прогрева обшивки крыла МКА ТК и обосновании выбора материалов тепловой защиты.

ОБОСНОВАНИЕ СРЕДСТВ ФОРСИРОВАНИЯ СТЕНДА ДЛИТЕЛЬНЫХ ТЕРМОЦИКЛИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА БАЗЕ ГАЛОГЕННЫХ ЛАМП НАКАЛИВАНИЯ

Р.С. Балджиев
П.В. Просунцов

r.baldji@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э Баумана

Разработка многоразовых космических аппаратов связана с решением проблемы обеспечения эффективной тепловой защиты их поверхности от действия высокотемпературного потока газа. Неотъемлемой частью проектных исследований тепловой защиты являются тепловые испытания композиционных материалов и элементов конструкций.

Наибольшее распространение при проведении тепловых испытаний получили стенды радиационного нагрева на базе галогенных ламп накаливания, которые отличаются широким ассортиментом размеров и мощностей источников нагрева, сравнительно невысокой стоимостью и высоким КПД. Однако, функционирование данных ламп возможно только в ограниченном температурном диапазоне колб ламп (от 523 до 1270 К). Это связано с нарушением вольфрам-галогенного цикла, которое приводит к осаждению атомов вольфрама на колбе лампы, потере ее прозрачности и быстрому выходу лампы из строя.

Анализ показал возможность достижения уровня температуры объекта испытаний до 1800 К за счет применения интенсивного обдува колб ламп потоком сжатого

воздуха. Однако практическая реализация такого стенда требует проработки целого комплекса научно-технических и практических вопросов, а также экспериментальной отработки узлов перспективного стенда. Тепловое проектирование подобного стенда осложняется комплексным (радиационно-кондуктивно-конвективным) характером теплообмена в рабочей зоне. Сложную научно-техническую проблему представляет организация циклического изменения температуры поверхности испытываемого образца, особенно на стадии охлаждения, что потребует организации контролируемого отвода тепла из рабочей зоны стенда. Важной задачей является создание высокоэффективной многослойной тепловой изоляции рабочей зоны стенда, обеспечивающей его работу до температуры 1800 К, для которой планируется использовать высокопористые теплоизоляционные материалы.

Проведено тепловое проектирование стенда и обоснован выбор основных технических решений.

МНОГОМАСШТАБНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ СТЕРЖНЕВЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ ОТВЕРЖДЕНИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СВЧ-ИЗЛУЧЕНИЯ

Е.С. Беленков

microwave_composite@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

На сегодняшний день одним из перспективных направлений развития аэрокосмической техники является изготовление прочных, легких и жестких конструкций.

В связи с этим для производства силовых конструкций летательных аппаратов в авиакосмической технике все шире применяются полимерные композиционные материалы (ПКМ). Однако, при отверждении деталей из ПКМ в конвекционных печах происходит только поверхностный нагрев обрабатываемого объекта, что приводит к существенному росту временных и энергетических затрат.

В связи с этим в настоящее время проводятся исследования в области термообработки материалов под действием СВЧ-излучения. Целью настоящей работы являлось обоснование рациональных способов СВЧ-отверждения для получения высококачественных деталей из ПКМ при минимальных энергетических затратах на основе многомасштабного моделирования. На первом этапе проводилось моделирование взаимодействия СВЧ-излучения с представительным элементом объема ПКМ, включающим волокно и матрицу, для различного типа материалов (стекло-, органо- и углепластики).

В итоге на основе энергетических соотношений были получены эффективные характеристики поглощения СВЧ-излучения, которые обеспечивают эквивалентность количества тепла, выделяемого в элементарном объеме.

На втором этапе изучалось влияние параметров технологического процесса отверждения – формы и размеров рабочей зоны установки, расположения, количества и мощность магнетронов на степень равномерности объемного прогрева детали при СВЧ-отверждении.

Особое внимание уделено конструктивным схемам установок СВЧ-отверждения, обеспечивающим повышение равномерности объемного прогрева деталей из ПКМ.

Секция 2

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОГРЕВА И УНОСА УГЛЕРОД-КЕРАМИЧЕСКОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

Д.Я. Баринов

dybarinov@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В связи с развитием новых концепций летательных аппаратов появилась необходимость в создании новых материалов, способных работать при температурах до 3000°C и обладающим высокой окислительной стойкостью. К таким материалам относятся углерод-керамические композиционные материалы (УККМ). Современные пакеты конечно-элементного анализа не способны в полной мере описывать процессы, происходящие при прогреве и деструкции керамических материалов подобного класса. В настоящей работе предложена математическая модель для расчета температурных полей и деструкции представительного элемента объема пористого волокнистого композиционного материала, состоящего из углеродных волокон с покрытием из карбида кремния. Прогрев материала определялся из решения обобщенного нестационарного уравнения теплопроводности с помощью метода конечных элементов. При расчете скорости абляции углеродных волокон использовались результаты термогравиметрического анализа. При моделировании деструкции карбида кремния, согласно ранее предложенному подходу, учитывались процессы диффузии газообразных компонентов через пленку конденсированного диоксида кремния на поверхности, окисления карбида кремния и сублимации диоксида кремния. Скорости протекания указанных процессов зависели от температуры и давления окружающей среды.

Был разработан программный модуль, позволяющий проводить расчет деструкции такого класса УККМ. Проведен расчет фазового состава материала при его абляции в окислительной среде при температуре 1700°C. Проведено сравнение результатов моделирования с экспериментальными данными, полученными при проведении испытаний образца материала в индукционном плазмотроне, и показано их хорошее качественное соответствие.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕПЛОПЕРЕНОСА ПОРИСТЫХ УГЛЕРОДНЫХ ПРЕФОРМ МАТЕРИАЛОВ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ

Н.Ю. Тараскин¹, Д.Я. Баринов^{1,2}

trzzz@mail.ru

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана,
²ФГУП ВИАМ

В спускаемых аппаратах космических кораблей нового поколения планируется применение многоцветного теплозащитного покрытия, для изготовления которого могут использоваться пористые углерод-керамические композиционные материалы (УККМ), обладающие высокой механической прочностью и окислительной стойкостью, но при этом имеющие сравнительно невысокую плотность и коэффициент теплопроводности.

Для изготовления УККМ применяется технология газофазного осаждения на углеродные преформы (УП) из нетканного иглопробивного материала. При этом именно характеристики преформ во многом определяют характеристики будущего УККМ, поэтому важным шагом в процессе проектирования УККМ является создание методики

расчета теплопроводности УП. Задачей этой методики является рациональный выбор параметров структуры преформы, таких как плотность исходного материала, тип прошивки и плотность готового углеродного каркаса, обеспечивающих наилучшее соотношение плотности и коэффициента теплопроводности УП.

В настоящей работе проведено изучение микроструктуры УП на электронном микроскопе и 3D-сканирование образца материала на рентгеновском микротомографе, по результатам которого построена геометрическая модель представительного элемента объема (ПЭО) УП. С использованием принципа многомасштабного моделирования разработаны упрощенные геометрические модели ПЭО УП. Микроуровнем считался слой нетканого углеродного холста и пробивная нить. Мезоуровень материала представляет собой иглопробивную прессованную УП. В упрощенных моделях микроуровня материал УП принимается, что материал имеет регулярную структуру с усредненными значениями геометрических параметров. С использованием построенных моделей было проведено расчетно-теоретическое определение эффективной теплопроводности УП, результаты которого сравнивались с экспериментальными данными.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ОКИСЛИТЕЛЬНОЙ ПЛАЗМЫ НА ПОРИСТЫЕ УГЛЕРОД-КЕРАМИЧЕСКИЕ МАТЕРИАЛЫ

**А.Н. Гордеев¹, А.Ф. Колесников¹, К.В. Михайловский²,
П.В. Просунцов², С.В. Резник^{2*}**
***sreznik@bmstu.ru**

¹Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

²МГТУ им. Н.Э Баумана

Одно из перспективных решений вопросов тепловой защиты объектов аэрокосмической техники состоит в использовании так называемых «горячих» конструкций, которые сочетают в себе силовые и теплозащитные функции. В настоящее время для практической реализации этой идеи наилучшим образом подходят углерод-керамические композиционные материалы (УККМ), в частности материалы с градиентной пористостью, обладающих высокими механическими характеристиками при существенно более низких значениях плотности и теплопроводности, чем у традиционных полимерных КМ.

Создание градиентных пористых УККМ ведется на основе многомасштабного моделирования, при котором сначала осуществляется расчетно-теоретическое исследование характеристик теплопереноса представительного элемента объема материала и оптимизируется его структура. Далее для этой структуры разрабатывается технологический процесс изготовления УККМ. Подтверждение заявленных характеристик материала и его работоспособности в эксплуатационных условиях достигается на этапе стендовых тепловых испытаний.

Экспериментальные исследования образцов градиентных пористых УККМ с различной плотностью проводились в ИПМ им. А.Ю. Ишлинского РАН на дозвуковом индукционном плазмотроне ВГУ-4. На этапе планирования экспериментальных исследований было проведено численное моделирование прогрева и уноса пористого УККМ под действием потока окислительной плазмы и выбраны основные параметры испытаний – давление в барокамере, анодная мощность, продолжительность испытаний.

Секция 2

Результаты испытаний образцов пористых УККМ с плотностью от 1200 до 1600 кг/м³ показали, что они успешно выдержали воздействие высокоэнтальпийных потоков кислород-содержащей плазмы.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ОТСЕКА КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ В АВТОНОМНОМ ПОЛЁТЕ И СРАВНЕНИЕ С РЕЗУЛЬТАТАМИ, ПОЛУЧЕННЫМИ ПРИ ЛЁТНОМ ИСПЫТАНИИ

О.И. Цветков

si_zer@inbox.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Одной из ветвей развития ракетного оружия является модернизация существующих конструкций. Как правило, модернизированные ракеты имеют улучшенные тактико-технические характеристики, например, увеличенную дальность и скорость полёта при сохранении компоновочной схемы и увеличении геометрических размеров. При увеличении скорости неизбежно повышается температура отсеков и составных частей ракеты, особенно на траекториях с максимальной дальностью полёта. Для работоспособности ракеты в таких условиях необходимо принимать соответствующие решения, направленные на соблюдение теплового режима. С целью выявления самых теплонагруженных элементов необходимо моделировать температурное состояние ракеты в полёте. Достоверность полученных результатов подтверждается сравнением с результатами, полученными при стендовых и лётных испытаниях.

В настоящей работе представлена постановка задачи моделирования нестационарного температурного состояния отсека крылатой ракеты в автономном полете со сверхзвуковой скоростью. Расчетно-теоретические исследования температурного состояния отсека ракеты проведены при помощи программной системы конечно-элементного анализа ANSYS.

Выполнено сравнение данных, полученных при численном моделировании и данных, полученных при лётном испытании. По результатам сравнения сделан вывод о корректности предложенных подходов к решению задачи.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ В ПЛОСКОСТИ АРМИРОВАНИЯ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА КОРПУСА НАНОСПУТНИКА

С.В. Резник, П.В. Просунцов, О.В. Денисов, avpdrago@gmail.com

Н.М. Петров, Ли Вонхеонг

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время все большее внимание уделяется проектированию наноспутников.

Одна из особенностей наноспутников – отсутствие возможности использования сложной системы обеспечения теплового режима, в состав которой обычно входят вентиляторы, радиаторы, насосы жидкостной системы охлаждения.

Решить данную проблему можно используя в качестве конструкционных материалов корпуса спутника материалы с высокой теплопроводностью.

Чаще всего корпус наноспутников изготавливается из алюминиевого сплава, однако известно, что некоторые композиционные материалы (КМ) могут иметь схожие

с алюминием значения теплопроводности, притом, что плотность КМ в несколько раз ниже.

При тепловом проектировании наноспутника необходимо располагать данными по теплопроводности в различных направлениях плоскости армирования КМ корпуса.

Стандартные методы ориентированы на определение теплопроводности только в направлении, перпендикулярном плоскости армирования КМ. Однако ценность информации о теплопроводности в этом направлении невелика из-за малой термической толщины КМ корпуса наноспутника. В МГТУ им. Н.Э. Баумана разработан метод определения теплопроводности КМ вдоль продольной оси образцов, имеющих форму полых или сплошных стержней.

Данная работа представляет собой дальнейшее развитие этого метода применительно к плоским образцам КМ размерами от 100x100 мм² до 200x200 мм².

Предлагаемая методика предусматривает бесконтактное измерение температуры образца с помощью тепловизора и обработку экспериментальных данных с помощью математического аппарата обратных задач теплопроводности.

В результате обработки могут быть получены температурные зависимости теплопроводности в плоскости армирования в интервале температур эксперимента.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВАРИАНТОВ СОЕДИНЕНИЙ КЕРАМОМАТРИЧНОГО КОМПОЗИТА И МЕТАЛЛА В ТЕПЛОАГРУЖЕННОЙ КОНСТРУКЦИИ

Л.В. Быков, А.Д. Ежов

bykov@mai.ru, ezhov@gmail.com

ФГБОУ ВО МАИ (НИУ)

В авиационной и ракетно-космической промышленности начали применяться керамоматричные композиционные материалы (КМ). В настоящей работе рассмотрен вопрос оптимизации выбора материалов и конструктивных решений при проектировании камер сгорания и сопловых насадков жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). В связи с отсутствием технологий, позволяющих выполнить конструкцию ЖРД полностью из КМ, на практике приходится использовать соединяющие элементы конструкции из металла. При этом для обеспечения требуемой силы удержания, надежности и герметичности конструкции необходимо поддерживать заданный тепловой режим и уровень давления в зонах контакта с учетом требований запаса прочности.

Для определения теплового режима конструкции необходимо учитывать контактное термическое сопротивление (КТС) между соприкасающимися деталями, обусловленное микрогеометрией соприкасающихся поверхностей. Знание величины КТС и межконтактного давления между используемыми парами материалов позволяет проинформировать обоснованный выбор вариантов соединений в конструкции.

Приведенные в данной работе результаты отчетливо показывают, что учет КТС существенно изменяет температурное поле конструкции и, как следствие, эквивалентные напряжения в ней.

Разработанный алгоритм дает возможность достаточно точно определить температурное и напряженно-деформированное состояние конструкции с учетом реального рельефа контактирующих поверхностей. В итоге, это позволяет уже на начальном этапе проектирования внести необходимые коррективы в конструкцию, значительно сократить сроки испытаний и обработки изделия.

Секция 2

МЕТОДИЧЕСКИЕ ПРИЕМЫ ОСВОЕНИЯ ИНОЯЗЫЧНЫХ КОМПЕТЕНЦИЙ В ОБЛАСТИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

И.Р. Шафикова

shafikova_inna@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В ракетно-космической технике расширяется применение композиционных материалов (КМ), обладающих ценным сочетанием характеристик. Разрабатываются новые энергоэффективные технологии производства конструкций из КМ, что делает их привлекательными в экономическом плане. Поэтому естественно, что в России и за рубежом подготовке специалистов в области проектирования, производства и испытания композитных конструкций уделяется повышенное внимание.

Образовательными стандартами и программами нового поколения предусматривается приобретение выпускниками бакалавриата и магистратуры по направлениям подготовки 24.03.01 и 24.04.01 «Ракетные комплексы и космонавтика» иноязычных компетенций, позволяющих им вести информационный поиск, подготовку научных докладов и публикаций, деловое общение на иностранных языках.

Актуальность приобретения таких компетенций очевидна в виду огромного количества информации, размещаемой в интернете и зарубежной научной периодике.

В настоящей работе рассмотрены методические подходы к формированию иноязычных компетенций у преподавателей и студентов, кафедры СМ-13 «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автором при поддержке коллектива кафедры построена многоуровневая система, участниками которой наряду со студентами являются преподаватели.

Система предусматривает освоение англоязычной терминологии в области КМ, освоение методов подготовки научных статей и докладов, приемов устной речи. На замысел такой системы в значительной мере повлияли интересы именно преподавателей, которые при выполнении научно-исследовательских работ столкнулись с необходимостью проведения глубоких обзорно-аналитических исследований по зарубежным информационным источникам.

Другим стимулирующим фактором стало участие преподавателей и аспирантов кафедры с 2011 г. в научных конференциях в Великобритании, организованных совместно МГТУ им. Н.Э. Баумана и Университетом Глиндора.

В результате заметно выросла публикационная активность. На кафедре непрерывно растет число иностранных студентов, общение с которыми ведется не только на русском, но и на английском языке. Все это свидетельствует об эффективности разработанных методик.

АНАЛИЗ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ ПЕРЕДНЕЙ КОМПОЗИТНОЙ КРОМКИ КРЫЛА МАЛОРАЗМЕРНОГО АЭРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

И.С. Бодня*, В.П. Тимошенко**

***ivanbodnya@gmail.com, **moltim@yandex.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

На протяжении всей истории освоения людьми космического пространства, ведутся работы по снижению стоимости вывода грузов в космос. Одним из технически реали-

зуемых решений для достижения этой цели является использование малоразмерных многоразовых аэрокосмических аппаратов (МКА) «крылатого» типа.

Для обеспечения тепловой защиты конструкции данных аппаратов применяются современные термостойкие композитные покрытия.

В данной работе представлена оценка возможности выполнения кромки крыла МКА из термостойкой пористой керамики на основе волокон Al_2O_3 . Основным достоинством использования материала является его относительно низкая теплопроводность и плотность, которая позволяет повысить весовые характеристики МКА.

В качестве материала силовой конструкции использовался термостойкий углепластик.

В связи с пористой структурой подобной теплозащиты, необходимо принимать во внимание влияние внешнего давления на теплопроводность материала. Предложена расчетная математическая модель, которая позволяет учитывать эту зависимость теплопроводности пористого теплозащитного материала от изменяющихся по траектории температуры и давления. Траектория, скорость полета и геометрические размеры конструкции кромки, базировались на данных современного МКА X-37.

На основе проведенного математического моделирования и анализа поля температур внутри кромки крыла была определена минимальная толщина теплозащитного покрытия исходя из максимально допустимой рабочей температуры силовой конструкции. Показано, что пористая керамика на основе волокон Al_2O_3 способна обеспечить необходимую тепловую защиту силовой конструкции крылатого МКА.

ПОВЫШЕНИЕ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ КРИВОЛИНЕЙНОГО КОМПОЗИТНОГО ЭЛЕМЕНТА КОНСТРУКЦИИ

А.Н. Русланцев^{1,2*}, Ю.Ю. Феста²
***andreiruslantsev@gmail.com**

¹Институт машиноведения им. А.А. Благонравова РАН

²МГТУ им. Н.Э. Баумана

При проектировании ракетно-космических конструкций из композиционных материалов (КМ) полезно иметь информацию о работе материала в тех или иных типовых конструкциях. Для этой цели исследуют образцы, приближенные по форме к типовым элементам конструкций. Классические испытания на растяжение, сжатие и сдвиг не могут во всей полноте показать поведение многослойных КМ. Однако, испытания на изгиб могут дать дополнительную информацию, более полно описывающую поведение материала.

В стандарте ASTM D6415 описывается испытание образцов типового L-образного элемента конструкции. При проектировании конструкций из КМ необходимо учитывать межслойные напряжения, поскольку зона контакта слоев имеет низкую прочность и там может произойти разрушение, вызванное расслоением материала.

Современные аналитические модели расчета криволинейных балок предназначены для расчета элементов конструкций, выполненных из материалов с постоянным по толщине модулем упругости, поэтому результаты, полученные по таким моделям, могут дать оценочные значения прочности.

В настоящей работе получены соотношения для расчета радиальных и окружных напряжений криволинейной слоистой балки, позволяющие учитывать влияние геометрии балки, изгибающего момента и модуля упругости. Проведена проверка адекватности модели, отмечено хорошее соответствие данных, полученных при помощи предложенной модели и рассчитанных методом конечных элементов.

Секция 2

Показано, что для композитной балки наиболее опасной является центральная зона, в то время как для изотропных материалов наиболее опасны края.

Установлено, что максимальные радиальные напряжения определяются геометрическими параметрами балки. Для уменьшения значения возникающих напряжений необходимо изменять геометрию балки.

Разработанная модель также позволяет определять оптимальное соотношение радиальной и окружной прочности КМ, обеспечивающее постоянный коэффициент запаса по всей толщине балки.

ТОЧНОСТЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ НАГРУЗОК НА КРЫЛО ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С УЧЁТОМ ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЛАЙНЕРА

С.В. Барановски, К.В. Михайловский

serg1750@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проектирование крыла современного авиалайнера является комплексной сложной задачей.

Необходимо учесть множество факторов, число которых увеличивается при использовании в конструкции полимерных композиционных материалов (ПКМ).

Вместе с этим, сложность проектов постоянно растёт, а сроки проектирования сокращаются.

Поэтому чёткое представление о последовательности действий при разработке конструкции, значимость того или иного фактора на каждом конкретном этапе играет немаловажную роль. Таким образом, универсальная методика должна облегчить и ускорить процесс получения геометрического облика крыла.

Работа посвящена определению аэродинамических нагрузок на крыло в рамках разрабатываемой методики проектирования.

Рассмотрено несколько геометрических моделей стреловидного крыла, со спрямлённым участком и несимметричным аэродинамическим профилем: отдельно аэродинамическая поверхность, крыло с мотогондолой двигателя, авиалайнер в целом.

Размеры расчётной области варьировались таким образом, что расстояние от поверхности исследуемого объекта до границы изменялось от 3 до 30 длин хорды крыла.

Расчёт проводился в программном комплексе Ansys с помощью модуля CFX для полёта со скоростью 242 м/с на высоте в 11500 м.

В результате моделирования определены:

- величины аэродинамических нагрузок, характер обтекания потоком, временные зависимости продолжительности подготовки и проведения расчёта;
- степень влияния габаритов расчётной области и характерного размера сетки конечных объёмов на продолжительность и точность расчётов.

Полученные результаты использованы при проектировании перспективного отечественного авиалайнера.

АНАЛИЗ ПРОЦЕССОВ ТЕПЛОПЕРЕНОСА В АБЛЯЦИОННОМ ТЕПЛОЗАЩИТНОМ ПОКРЫТИИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

В.Ю. Скидченко skid4enko.viktoria@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Для безопасного возвращения космонавтов на Землю необходимо организовать надежную защиту силовой герметичной конструкции спускаемого аппарата от воздействия интенсивного аэродинамического нагрева при входе в плотные слои атмосферы. Традиционно для этой цели используются теплозащитные покрытия, блокирующие тепловой поток к силовой конструкции за счет разложения и уноса полимерного композиционного материала. В спускаемых аппаратах космических кораблей «Аполлон» использовалось покрытие на основе материала AVCOAT. В настоящее время в США ему на смену пришли покрытия на базе материалов PICA и PICA-X.

Целью данной работы являлось сравнение весовых характеристик теплозащитного покрытия перспективного спускаемого аппарата при использовании различных типов абляционных материалов.

Для решения указанной задачи в программном комплексе Mentor FloEFD было проведено моделирование обтекания и аэродинамического нагрева спускаемого аппарата при возвращении с низкой околоземной орбиты и от Луны и определено распределение нестационарного теплового потока и коэффициента теплоотдачи на внешней поверхности аппарата. Полученные значения тепловых нагрузок были использованы для моделирования в пакете программ MSC.Marc прогрева и разрушения абляционного материала.

Проведено сравнение вариантов построения теплозащитного покрытия на основе материалов AVCOAT, PICA и PICA-X. При проектировании теплозащитного покрытия решена задача минимизации суммарного веса всех слоев покрытия при ограничении на температуру силовой конструкции и температуру на границе абляционного и теплоизоляционного материалов.

Анализ результатов моделирования показал перспективность применения материалов нового поколения (типа зарубежного PICA), что связано с их существенно меньшей плотностью и высокими теплозащитными характеристиками.

Секция 3



ОСНОВОПОЛОЖНИКИ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ И ПРОБЛЕМЫ ТЕОРИИ И КОНСТРУКЦИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

ПРИМЕНЕНИЕ ПРИНЦИПА МОДУЛЬНОСТИ В КОНСТРУКЦИЯХ В.П. ГЛУШКО И В СОВРЕМЕННОМ РАКЕТОСТРОЕНИИ

П.С. Левочкин, В.Ф. Рахманин,
В.С. Судаков

sudakov_vs@npoem.ru

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

Из всех ракетных систем, комплектующих современные жидкостные ракеты, наиболее трудоемкими и длительными по отработке технических характеристик являются жидкостные ракетные двигатели (ЖРД). Оптимальным методом преодоления этих сложностей является применение модульного двигателя, используемого для комплектации ступеней различных ракет. Такая методология создания последовательной линейки космических ракет-носителей (РН) была разработана В.П. Глушко в конце 60-х годов прошлого века.

В основе этого метода лежит разработка конструкции и последующая наземная и летная отработка единичного двигательного блока-модуля, который затем применяется на первых ступенях РН различного класса:

- для легкого класса – 1-2 двигателя;
- для среднего класса – 3-4 двигателя;
- для тяжелого класса – 5 и более двигателей.

Начало практическому применению разработанной В.П. Глушко методики было положено при создании РН «Зенит» и «Энергия». Модульный двигатель РД-171 прошел полный цикл наземной отработки и летные испытания в составе РН «Зенит» в 1985-1987 гг. НЕ имеющий существенных отличий в конструкции двигатель РД-170 прошел дополнительный набор статических стендовых испытаний и без замечаний 4 модульных двигателя отработали в составе РН тяжелого класса «Энергия» в 1987 и 1988 гг.

Успешно подтверждение принятой методики создания РН с использованием модульных двигателей позволило вести перспективные разработки РН легкого класса «Заря» и сверхтяжелого класса «Вулкан», которые, к сожалению, из-за распада СССР не были завершены.

В настоящее время эти принципы используются и при создании новых РН по программе создания семейства РН «Ангара», в проекте создания семейства РН «Атлас» среднего и тяжелого классов (не реализованного на практике), РН «Дельта 4» (среднего и тяжелого класса) и других. В перспективе создание новой российской РН «Союз 5» с двигателем РД-171МВ и последующее создание сверхтяжелой РН на ее базе с использованием того же двигателя РД-171МВ.

Говоря о единичных модульных двигателях для ступеней РН, надо сказать и о применении модульности на примере единичных двигательных блоков для создания в последствии двигательных установок, состоящих из нескольких таких ранее отработанных двигательных блоков.

В качестве примера создания таких двигателей, можно привести создание семейства двигателей РД-216, РД-218 и РД-219, когда на базе отработанного блока РД-215 из двух камер и одного ТНА, были в очень короткие сроки и с минимальными затратами были созданы двигатель РД-216 из двух блоков (всего 4 камеры и 2 ТНА), РД-218 из трех блоков (6 камер и 3 ТНА) и РД-219 из одного блока (2 камеры и 1 ТНА).

Аналогичная ситуация была при создании двигателей РД-251 и РД-252 для первой и второй ступеней ракеты Р-36, когда был отработан блок РД-250 с 2 камерами и 1 ТНА, а двигатель РД-251 состоял уже из трех таких блоков (6 камер и 3 ТНА), в то время как двигатель РД-252 состоял из одного блока (2 камеры и 1 ТНА) с модифицированными соплами.

Другим примером такой методики можно в известной степени считать и разработку двигателей для ракет МР-УР-100 и Р-36М, когда двигатель РД-268 (15Д168) для ракеты МР-УР-100 имел одну камеру и один ТНА, а двигатель РД-264 для ракеты Р-36М состоял из 4 таких однокамерных блоков, но с несколько измененными основными параметрами.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРИЗАЦИИ ЧАСТИЦ К-ФАЗЫ ПРИ РАЗРУШЕНИИ КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

А.В. Рудинский^{1,2},

alex_rudinskiy@mail.ru

Д.А. Ягодников¹, Н.М. Пушкин³

¹Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

²Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова

³НПО Измерительной техники

Применяемые в настоящее время при стендовой отработке и эксплуатации ракетных и реактивных двигателей системы технического диагностирования основаны, как правило, на регистрации и анализе информации с традиционных средств контроля ряда ключевых параметров, характеризующих работу агрегатов и систем двигателя. Первичные измерительные преобразователи (датчики) таких систем требуют внедрения чувствительных элементов во внутренние полости двигателя и обладают недостаточным быстродействием по ряду быстропротекающих аварий.

Метод электрофизической диагностики [1], исследуемый в настоящей работе, основан на механизме начала разрушения, которому предшествует период появления множества микрочастиц, приобретающих в газовом потоке продуктов сгорания двигателя электрический заряд, генерирующий электромагнитное поле, которое регистрируется магнитными датчиками [2]. Использование таких датчиков при использовании традиционных немагнитных конструкционных материалов не требует внесения дополнительных изменений в конструкцию двигателя.

Рассмотрена математическая модель начала разрушения элементов проточного тракта ракетного двигателя, сопровождающаяся электризацией, образующихся при этом частиц конденсированной фазы (хромоникелевого или алюминиево-магниевого сплава АМг-6). Численными методами получены расчётные траектории твердых частиц, их скорости, температуры и суммарного электрического заряда, приобретаемого частицами вследствие взаимодействия с электронами, присутствующими в продуктах сгорания. Произведены оценки напряженности движущихся твердых частиц. Показана возможность регистрации электромагнитного поля, генерируемого частицами, для ранней диагностики развития прогара проточного тракта двигателя.

Секция 3

Список литературы

1. Ягодников Д.А, Рудинский А.В. Диагностика ракетных и реактивных двигателей по характеристикам собственного электромагнитного поля продуктов сгорания. Теплофизика высоких температур. 2017. Том 55. №5. С. 1-19.
2. Пушкин Н.М., Бацев С.В., Иванов Т.В. Магнитное поле ионизированного потока как диагностический параметр при испытаниях и эксплуатации ЖРД/ Информационно-технологический вестник. Т5, №3, 2015. С. 124-132.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА И ГИДРОДИНАМИКИ В РАЗЛИЧНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ УСТРОЙСТВАХ С МЕЖКАНАЛЬНОЙ СХемой ДВИЖЕНИЯ ТЕПЛОНОСИТЕЛЯ СКВОЗЬ ПОРИСТЫЕ МАТЕРИАЛЫ

**Ф.В. Пелевин,
А.В. Пономарев, С.А. Орлин**

pelfv@rambler.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлен анализ различных схем движения теплоносителя в ядерном реакторе с шаровыми микротепловыделяющими элементами (микротвэлами), в трактах регенеративного охлаждения ЖРД и рекуперативных теплообменных аппаратах. Рассмотрены условия, при которых можно снизить потери давления в теплообменных трактах с пористым материалом (ПМ) до приемлемых величин. Определены площади проходного сечения, скорости движения теплоносителя, потери давления сквозь пористые материалы при межканальной схеме движения теплоносителя. Получены экспериментальные данные по теплообмену и гидравлическому сопротивлению в шаровых засыпках с внутренним тепловыделением при кипении воды. Показано преимущества шаровых микротвэлов перед тепловыделяющими сборками на основе витых стержней. На модельных трактах получены экспериментальные данные по теплообмену и гидравлическому сопротивлению для однофазного теплоносителя при двумерном движении теплоносителя сквозь ПМ, о полях давления и температуры в подводящих и отводящих каналах трактов с межканальной (двумерной) схемой движения теплоносителя.

При одинаковых затратах мощности на прокачку теплоносителя увеличивается скорость движения и теплоотдача. Высокие коэффициенты теплоотдачи в тракте с межканальной транспирацией теплоносителя (МКТТ) достигаются при значительно меньших числах Рейнольдса, чем у трактов с продольно-канальным движением.

Определена теплогидравлическая эффективность теплообмена в схеме с межканальным движением теплоносителя сквозь ПМ на модельных рабочих участках. Эффективность теплообмена возрастает с увеличением теплопроводности, пористости ПМ, с уменьшением относительного пути движения теплоносителя сквозь ПМ и числа Рейнольдса. Эффективность теплообмена в тракте с МКТТ сквозь пористый сетчатый материал при межсеточном движении теплоносителя выше, чем у других теплообменных трактов. Установлено, что эффективность тракта с МКТТ особенно велика при малых числах Рейнольдса в диапазоне $1 \cdot 10^3 - 1 \cdot 10^4$.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГОРЕНИЯ БОРСОДЕРЖАЩИХ ЧАСТИЦ КОНДЕНСИРОВАННОЙ ФАЗЫ В ВЫСОКОЭНТАЛЬПИЙНОМ ВОЗДУШНОМ ПОТОКЕ

М.А. Абрамов, К.Ю. Арефьев, arefyev@rambler.ru
А.В. Воронцов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время актуальными становятся вопросы организации процесса горения борсодержащих частиц конденсированной фазы в высокоэнтальпийном воздушном потоке. Для создания методов интенсификации горения борсодержащих частиц конденсированной фазы в ограниченных пространствах требуется проведение экспериментальных и расчетных исследований.

Дано описание модельной лабораторной установки и методики экспериментального определения полноты сгорания газовой и конденсированной фаз продуктов газификации борсодержащих энергоемких конденсированных составов в высокоэнтальпийном дозвуковом воздушном потоке. Представлена математическая модель для расчета горения частиц, разработанная на основе экспериментальных данных.

Приведены результаты комплексного расчетно-экспериментального исследования процессов горения двухфазной топливной смеси в канале постоянного сечения при температурах до 2500 К, давлениях в диапазоне 0,1...1 МПа и коэффициентах избытка окислителя от 1,5 до 2,5. Выявлены закономерности влияния температуры и содержания кислорода на скорость горения частиц. Представленные данные могут быть полезны при проведении расчетного и экспериментального исследования рабочего процесса в энергосиловых установках.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРЯМОТОЧНОГО КОНТУРА КОМБИНИРОВАННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ПЕРСПЕКТИВНОЙ ВОЗДУШНО – КОСМИЧЕСКОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ

М.В. Ананян¹, К.Ю. Арефьев^{1,2} arefyev@rambler.ru

¹Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, отдел аэрокосмических двигателей

²Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана, кафедра ракетных двигателей

Одним из важных направлений развития технологий, обеспечивающих освоение и использование космического и воздушного пространства, является создание многоразовых воздушно-космических транспортных систем (ВКТС) с горизонтальным взлетом и посадкой. ВКТС могут использоваться для осуществления трансконтинентальных пассажирских и грузовых перевозок, а также для вывода космических аппаратов на околоземную орбиту. Разработка ВКТС сопряжена с созданием энергоэффективных комбинированных силовых установок (КСУ). КСУ функционирует следующим образом. При низких скоростях полета тяга создается посредством работы турбореактивного контура, а при переходе на большие сверхзвуковые и гиперзвуковые скорости активный полет в атмосфере обеспечивается за счет работы прямоточного контура. Наиболее целесообразным для прямоточного контура является использование высо-

Секция 3

коскоростных прямооточных воздушно-реактивных двигателей (ВРД), которые используют в качестве окислителя атмосферный воздух.

В работе представлен проект метанового высокоскоростного прямооточного ВРД для ВКТС. Несмотря на некоторое снижение удельного импульса метановых ВРД относительно аналогичных двигателей на водороде, использование метана позволяет повысить интегральную эффективность ВКТС за счет повышенной плотности сжиженного метана (~ в 6 раз выше чем для криогенного водорода), высокой объемной теплоты сгорания метана, его экологической безопасности, низкой стоимости и удовлетворительных эксплуатационных свойств. Однако создание метановых высокоскоростных прямооточных ВРД требует решения ряда фундаментальных проблем, связанных с узким концентрационным диапазоном воспламенения, а также низкой скоростью протекания химических реакций при горении метана с воздухом. Создание высокоэффективного проточного тракта высокоскоростного прямооточного ВРД на метане является важной задачей и требует проведения комплексного исследования с применением расчетно-экспериментальных методов.

Предложен концептуальный облик широкодиапазонного проточного тракта высокоскоростных прямооточных ВРД в составе КСУ ВКТС. Проведены параметрические расчеты, на основе которых выбрана геометрическая конфигурация проточного тракта высокоскоростного прямооточного ВРД. Проведено экспериментальное исследование характеристик рабочего процесса в камере сгорания, в результате которого определены наиболее энергоэффективные режимы работы прямооточного контура КСУ.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СУБЛИМАЦИИ УГЛЕВОДОРОДОВ В КАНАЛАХ ПОСТОЯННОГО СЕЧЕНИЯ

К.Ю. Арефьев^{1,2}, К.В. Федотова^{1,2} arefyev@rambler.ru

¹Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, отдел аэрокосмических двигателей

²Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана, кафедра ракетных двигателей

Создание потоков газообразного рабочего тела с заданным химическим составом и теплофизическими характеристиками является важной задачей в энергетической, авиационной, космической, нефтегазовой и других отраслях промышленности. В настоящее время актуальным становится создание газогенераторов, обеспечивающих сублимацию твердых углеводородов (на основе полиэтилена, парафина, уротропина и др.) для формирования потока с высоким содержанием горючих соединений. Такие газогенераторы рассматриваются как источники газообразного топлива для автономных энергетических установок кратковременного и периодического действия.

Сублимация в газогенераторе происходит посредством обдува наполнителя из твердых углеводородов вспомогательным высокоэнтальпийным газовым потоком. Продукты сублимации в каналах смешиваются с вспомогательным газом, в результате чего формируется рабочее тело с высоким содержанием горючих соединений.

Работа посвящена расчетно-экспериментальному исследованию процесса сублимации твердых углеводородов в высокоэнтальпийном газовом потоке. Разработана одномерная математическая модель и проведена ее валидация по известным результатам лабораторных исследований. Определены критериальные условия реализации процесса сублимации твердых углеводородов при их обтекании турбулентным потоком. Проведены параметрические расчеты, которые позволили определить геометрические и режимные параметры газогенератора, обеспечивающие минимальное из-

менение массового расхода сублимируемого углеводорода в течение всего времени работы. Расчеты показывают, что при надлежащем выборе проточного тракта удастся снизить массовый расход высокоэнтальпийного газового потока до 7...10% от массового расхода сублимируемого углеводорода.

Создана модельная экспериментальная установка, позволяющая исследовать сублимацию твердых углеводородов в широком диапазоне режимных параметров. Определены особенности сублимации твердых углеводородов при температурах и давлениях вспомогательного газа 500...1200 К и 0,5...2 МПа соответственно.

Исследована скорость сублимации в зависимости от интенсивности теплообмена между вспомогательным газом и наполнителем газогенератора. Экспериментально установлены режимы, при которых происходит плавление и изменение формы наполнителя.

Анализ эмпирически полученных данных позволил перейти к разработке физико-математических моделей высокого уровня для описания процесса сублимации углеводородов на внутренних поверхностях газодинамических каналов.

Полученные данные могут быть использованы для разработки основ технологии управляемой сублимации твердых углеводородов в газогенераторах кратковременного и периодического действия.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ РДТТ, ИЗГОТОВЛЕННЫХ МЕТОДОМ ПОРОШКОВОГО ПРОТОТИПИРОВАНИЯ

Е.С. Ушакова, К.Ю. Арефьев, А.Р. Полянский

МГТУ им Н.Э. Баумана, кафедра ракетных двигателей

Элементы конструкции ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) характеризуются технологической сложностью изготовления и последующей сборки. Одной из возможных технологий, обеспечивающих снижение временных и ресурсных затрат на изготовление деталей РДТТ сложной формы является технология лазерного спекания порошков металлополимерных композиций (порошковое 3D прототипирование). Однако внедрение технологии порошкового прототипирования при изготовлении высокоответственных деталей сопряжено с рядом проблем, в том числе некоторым снижением механических характеристик получаемого материала.

В работе представлена методика расчета тепло-прочностных характеристик конструктивных элементов РДТТ с использованием алгоритмов численного моделирования. Проведена оценка изменения коэффициента запаса прочности элемента, изготовленного с использованием технологии порошкового прототипирования, в зависимости от условий работы РДТТ (давления в камере сгорания, температуры конструкции).

Получено, что использование рассматриваемой математической модели позволяет оценить условия работоспособности элементов конструкции РДТТ, изготовленных методом порошкового прототипирования.

В результате математического моделирования тепло-прочностных характеристик силового фланца РДТТ показана возможность применения разработанной методики при выборе конструктивных параметров элементов конструкции изделий ракетно-космической техники.

Секция 3

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК БЕССОПЛОВОГО РДТТ

Абрамов М.В., Андреев Е.А. aea-704@mail.ru

МГТУ им Н.Э. Баумана

На сегодняшний день использование бесопловых ракетных двигателей на твердом топливе (БСРДТТ) в качестве стартово-разгонных двигателей для интегральных прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ИПВРД) является наиболее перспективным. Преимуществами такой конструкции по сравнению с классическим РДТТ являются: отсутствие сбрасываемых элементов во время полета; простота конструкции, и как следствие, ее дешевизна; высокое массовое совершенство и коэффициент заполнения топливом. Однако ряд недостатков: более низкий среднеинтегральный удельный импульс тяги двигателя по сравнению с удельным импульсом РДТТ с соплом и депрессивная по времени работы диаграмма давлений определяют перспективность дальнейших исследований.

Авторами проведено исследование характера изменений параметров потока по длине тракта БСРДТТ и изменение тяговых характеристик двигателя во времени для оценки возможности использования данной конструкции в качестве разгонной ступени в составе конкретного ИПВРД. На основании математического эксперимента получены распределения давления, температуры, скорости потока и скорости горения твердого топлива по длине тракта. С помощью них получены зависимости изменения тяги и удельного импульса БСРДТТ во времени. На основе литературного обзора и анализа полученных данных выдвинуты предложения по усовершенствованию конструкции БСРДТТ.

УПРАВЛЕНИЕ ВЕКТОРОМ ТЯГИ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ НЕСИММЕТРИЧНОМ ВДУВЕ СИСТЕМЫ СТРУЙ ГАЗА В РАСШИРЯЮЩУЮСЯ ЧАСТЬ СОПЛА

Гришин И.М., Андреев Е.А. aea-704@mail.ru

МГТУ им Н.Э. Баумана

Инжекционные органы управления (ОУ) находят широкое применение в современных РДТТ [1, 2]. Интерес разработчиков ракетных систем к этим ОУ объясняется рядом положительных качеств, которыми они обладают: высокая эффективность как ОУ, автономность отработки конструкции, использование неподвижных маршевых сопел (а значит повышенная надежность), относительно малые потери на управляемость и, при объединении с креновым соплом, возможность создания системы управления по всем трем каналам: курсу, крену и тангажу.

Авторами рассмотрены различные методики расчета управляющей силы при регулировании вектора тяги ракетного двигателя путем несимметричного вдува инжектанта в расширяющуюся часть сверхзвукового сопла. Проведено сравнение результатов расчета по полуэмпирической методике и результатов трехмерного расчета с экспериментальными данными. Тем самым подтверждены достоверность используемых методик, что позволяет надежно оценить эффективность данного способа управления вектором тяги, предварительно выбрать геометрические и режимные параметры и, тем самым, существенно сократить объемы дорогостоящей экспериментальной стендовой отработки.

1. Конструкция и отработка РДТТ / Виноцкий А. М., Волков В. Т., Волковицкий И. Г., Холодилов С. В.; ред. Виноцкий А. М. - М.: Машиностроение, 1980. - 230 с.
2. Калугин В.Т. Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. - 686 с.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ПОВЫШЕНИЮ ЭФФЕКТИВНОСТИ ГАЗОЭЖЕКТОРНОЙ УСТАНОВКИ ВЫСОТНОГО ОГНЕВОГО СТЕНДА

В.Л. Салич

salich_vas@mail.ru, mail@niimashspace.ru

ФГУП «НИИ Машиностроения»

Для имитации условий эксплуатации значительной номенклатуры испытываемых ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) в НИИМаш успешно используются высотные стенды на базе газоэжекторных установок (ГЭУ). В зависимости от размерности испытываемого РДМТ требуется одновременный запуск различного количества эжекторов ГЭУ (от 1 до 5). Однако, применительно к перспективным двигателям требуется совершенствование ГЭУ как в части снижения расхода активного газа (воздуха высокого давления), так и в части возможности получения более глубокого вакуума.

Из известных способов решения данной задачи наиболее приемлемым является использование газогенератора, обеспечивающего сжигание горючего в среде воздуха высокого давления перед подачей в эжектор.

Экспериментальные исследования проводились на одном эжекторе, обеспечивающем разрежение 13 мм.рт.ст. при расходе холодного воздуха 2 кг/с. Испытывались 3 варианта конструкций газогенераторов, разработанных автором. Рабочими телами различных газогенераторов являлись воздух+керосин, воздух+природный газ, воздух+керосин+вода.

С использованием различных газогенераторов было достигнуто разрежение 1...4 мм.рт.ст при расходе воздуха 1,1...1,5 кг/с.

Таким образом, результаты выполненных исследований дали основание приступить к модернизации ГЭУ стенда №2 НИК-101 ФГУП «НИИМаш».

В докладе представляются конструкции газогенераторов, результаты испытаний и их анализ.

Автор выражает глубокую признательность коллективу НИК-201 ФГУП «НИИМаш» за изготовление матчасти и проведение испытаний.

РАЗРАБОТКА СПОСОБОВ БОРЬБЫ С НЕГАТИВНЫМИ ПРОЦЕССАМИ В ДВИГАТЕЛЯХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ЖИДКИХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ И ОХЛАДИТЕЛЯХ

**В.А. Алтунин¹, К.В. Алтунин¹, Е.Н. Платонов¹,
С.Я. Коханова¹, Л.И. Миннахметов¹, Е.С. Куимов¹, М.Л. Яновская²
altspacevi@yahoo.com**

¹КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань

²ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

В двигателях летательных аппаратов (ЛА) на жидких углеводородных горючих и охладителях (в ЖРД, ВРД, ГТД) происходят аномальные негативные процессы – это осад-

Секция 3

кообразование и термоакустические автоколебания (ТААК) давления. Эти негативные тепловые процессы приводят к частичной и полной потере тяги, к прогару рубашек охлаждения, к пожарам, взрывам и к др. последствиям. На основе экспериментальных исследований в условиях естественной и вынужденной конвекции жидких углеводородных горючих и охладителей разработаны:

- новые способы по предотвращению, уменьшению, замедлению и ограничению твёрдого углеродистого осадка;
- новые способы по предотвращению возникновения ТААК давления;
- методики расчёта особенностей тепловых процессов при проектировании, создании и эксплуатации двигателей и энергоустановок ЛА наземного, воздушного, аэрокосмического и космического применения;
- методики расчёта и создания датчиков и систем контроля за тепловыми процессами в топливно-охлаждающих системах;
- новые методики применения электростатических полей в жидких углеводородных горючих и охладителях;
- новые конструктивные схемы форсунок, фильтров и каналов топливно-охлаждающих систем;
- новые датчики и системы контроля за негативными процессами с выводом данных на бортовой и наземный компьютер, на табло наземного оператора, лётчика, космонавта.

Применение результатов исследования и патентов на изобретения позволят создавать новые и перспективные двигатели и энергоустановки одно- и многоразового использования различного назначения и базирования на жидких углеводородных горючих и охладителях повышенных характеристик по надёжности, эффективности, безопасности, выживаемости, экономичности и экологичности.

ЛАЗЕРНОЕ ЗАЖИГАНИЕ КИСЛОРОДНО-УГЛЕВОДОРОДНЫХ ТОПЛИВ В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

С.Г. Ребров, В.А. Голубев, А.Н. Голиков
rebrov_sergey@mail.ru, golubev.va@mail.ru

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»

Обеспечение надежного зажигания несамовоспламеняющихся ракетных топлив в широком диапазоне рабочих параметров по расходу и соотношению компонентов является актуальной проблемой для ракетно-космической техники при проектировании перспективных и модернизации существующих ракетных двигателей. Решение данной задачи существенно облегчит переход к отказу от использования высокотоксичных самовоспламеняющихся топливных компонентов, что особенно важно в свете современных тенденций по повышению экологичности запусков ракет-носителей. Также важным вопросом, решение которого позволит существенно снизить стоимость выведения полезной нагрузки, является обеспечение многократных включений двигателей верхних ступеней ракет на орбите. Одним из наиболее перспективных способов решения перечисленных задач является использование лазерного зажигания для запуска ракетных двигательных установок.

В работе представлены результаты исследований по лазерному зажиганию кислородно-углеводородных топлив в ракетной технике. Испытания проводились с использованием топливных пар кислород-метан и кислород-керосин на запальных устройствах (ЗУ), ракетных двигателях малой тяги (РДМТ), модельных камерах сгорания (КС) и газогенераторах, а так же крупноразмерных КС в широком диапазоне изменения

состава смеси как в окислительной области при значении коэффициента избытка окислителя α вплоть до 11, так и в восстановительной при снижении значения α до 0,1. В качестве способа зажигания использовался метод инициации искры оптического пробоя в камере сгорания.

Полученные результаты продемонстрировали реализуемость лазерного зажигания как на малоразмерных камерах объемом в несколько см³ для ЗУ и РДМТ, так и на маршевых КС с использованием малогабаритных лазеров, устанавливаемых непосредственно на камеру сгорания. В том числе было получено надежное лазерное зажигание маршевых камер двигателей первой, второй ступеней РН «Союз». Это позволило предложить схему системы лазерного зажигания для нижних ступеней РН «Союз», основанную на использовании микролазеров с волоконной доставкой излучения к ним от стационарной диодной станции накачки многократного использования, размещаемой на стартовом комплексе.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПЛАМЕНИ ОКИСЛЕНИЯ МЕТАНА И ХИМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ НА МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ПЛАТИНЕ И ПАЛЛАДИИ ПРИ ПРОНИКНОВЕНИИ ПЛАМЕНИ ЧЕРЕЗ ПРЕПЯТСТВИЯ В ПРИСУТСТВИИ НАНОПОРОШКА ЖЕЛЕЗА

Н.М.Рубцов¹, М.И.Алымов¹, В.И.Черныш¹, Г.И.Цветков¹, К.Я.Трошин²
nmrubtss@mail.ru director@ism.ac.ru troshin@chph.ras.ru

¹Россия, Московская область, Черноголовка, 142432 Институт Структурной Макрокине-
тики и Проблем Материаловедения РАН

²Россия, Москва, 119991, ул. Косыгина, 4, Институт Химической Физики им. Н.Н.Семёнова
РАН

Методом скоростной киносъёмки исследовано проникновение пламени разбавленной метано-кислородной смеси через препятствия, содержащие мелкоячеистые железные сетки с расположенными на них витками Pt и Pd проволоки. Показано, что при определенных условиях катализаторы Pt и Pd могут подавить развивающееся распространение пламени в разбавленной метано – кислородной смеси из-за высокой эффективности поверхностей Pt и Pd в реакции обрыва на них активных центров реакции. Поэтому даже в условиях высокой турбулентности кинетические факторы могут быть определяющими. Численное моделирование с использованием уравнений Навье-Стокса для сжимаемой реагирующей среды в приближении малого числа Маха показали качественное согласие с рядом экспериментальных закономерностей. Полученные результаты представляют интерес для разработки моделей турбулентных течений в реагирующих средах и вопросов взрывобезопасности.

Список литературы

1. Davy H. Some new experiments and observations on the combustion of gaseous mixtures, with an account of a method of preserving a continuous light in mixtures of inflammable gases and air without flame. 1817, Phil. Trans. R. Soc. Lond. A v. 107, P.77-100.
2. Lee, J. H. and Trimm, D. L. Catalytic combustion of methane, Fuel Processing Technology, 1995, v.42, P.339-355.
3. Deutschmann, O., Maier, L. I., Riedel, U., Stroemman, A. H., and Dibble, R. W. Hydrogen assisted catalytic combustion of methane on platinum. Catalysis Today, 2000, v.59, P.141-165.

Секция 3

4. Lyubovsky, M., Karim, H., Menacherry, P., Boorse, S., LaPierre, R., Pfefferle, W. C., and Roychoudhury, S. Complete and partial catalytic oxidation of methane over substrates with enhanced transport properties. *Catalysis Today*, 2003, v.83, P.183-201.
5. Salomons, S., Hayes, R. E., Poirier, M., and Sapoundjiev, H. Flow reversal reactor for the catalytic combustion of lean methane mixtures. *Catalysis Today*, 2003, v.83, P.59-75.
6. Lampert, J. K., Kazia, M. S., and Farrauto, R. J. Palladium catalyst performance for methane emissions abatement from lean burn natural gas vehicles. *Applied catalysis B: Environmental*, 1997, v.14, P.211-230.
7. Gelin, P. and Primet, M., Complete oxidation of methane at low temperature over noble metal based catalysts: a review. *Applied Catalysis B: Environmental*, 2002, v.9, P.1-41.
8. Frennet A. Chemisorption and exchange with deuterium of methane on metals. *Catal. Rev.- Sci.Eng.*, 1974, v.10, P.37-51.
9. Cullis C.F., Willatt B.M. Oxidation of methane over supported precious metal catalysts. *Journal of Catalysis*, 1983, v.83, P.267-281.
10. Hicks, R.F., Qi, H., Young, M.L. and Lee, R.G. Structure sensitivity of methane oxidation over platinum and palladium. *Journal of Catalysis*, 1990, v.122, P.280-291.
11. Hayes, R.E, Kolaczowski, S., Lib, P., Awdryb, S., The palladium catalyzed oxidation of methane: reaction kinetics and the effect of diffusion barriers. *Chemical Engineering Science*, 2001, v. 56, P.4815-4830.
12. Zheng X., Mantzaras John and Bombach Rolf. Hetero-homogeneous combustion of ethane/air mixtures over platinum at pressures up to 14 bar. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, v.34, P.2279-2290.
13. Rubtsov Nickolai M. , *The Modes of Gaseous Combustion*, ISBN: 978-3-319-25932-1, 2016, Springer International Publishing, 297 P.
14. Rubtsov N.M., Chernysh V.I., Tsvetkov G.I. and Troshin K.Ya. Relative contribution of gas dynamic and chemical factors to flame penetration through small openings in a closed cylindrical reactor. *Mendeleev Commun.*, 2017, v.27, P.101-103.
15. Lewis B., Von Elbe G., *Combustion, Explosions and Flame in Gases*. New York, London. Acad. Press. 1987.
16. Зеленский В.А., Алымов М.И., Анкудинов А.Б., Трегубова И.В. Низкотемпературное восстановление медных порошков водородом. *Перспективные материалы*, 2009, т.6, с.83-86.
17. Rubtsov Nickolai M., Seplyarskii Boris S., Alymov Michail I. *Ignition and Wave Processes in Combustion of Solids*, ISBN: 978-3-319-56507-1, Springer International Publishing AG 2017, 284 P.
18. Golodets G. I. , Vorotyntsev V. M. , Temperature hysteresis in oxidation reactions on platinum, *Reaction Kinetics and Catalysis Letters*, 1984, v.25, P.75-89.
19. Majda A. *Equations for Low Mach Number Combustion*, Center of Pure and Applied Mathematics, University of California, Berkeley, 1982, PAM-112.
20. Alasard Thomas. Low Mach number limit of the full Navier-Stokes equations, *Archive for Rational Mechanics and Analysis* 180 (2006), no. 1, P.1-73.
21. Nicoud F., Conservative High-Order Finite-Difference Schemes for Low-Mach Number Flows, *Journal of Computational Physics* 2000, v.158, P.71-85.
22. Williams, F. A. (1985) *Combustion Theory*. 2nd Ed., The Benjamin/Cummings Pub. Co., Menlo Park, Ca., 450 P.
23. Akkerman V., Bychkov V., Petchenko A., Eriksson L-E. Flame oscillations in tubes with nonslip at the walls, *Combustion and Flame*, 2006, v.145. P.675-687.

24. Kampen, J. F. van, Acoustic pressure oscillations induced by confined turbulent premixed natural gas flames. PhD thesis, University of Twente, Enschede, 2006, ISBN 90-365-2277-3, Printed by Febodruk BV, The Netherlands.
25. Д.И. Абугов, В.М. Бобылев, Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива, М.: Машиностроение, 1987, 271С.
26. Clavin, P. Premixed combustion and gasdynamics. Ann. Rev. Fluid Mech. 1994, v.26, P.321-352.
27. Backstrom G. Simple Fields of Physics by Finite Element Analysis, GB Publishing, 2005.

СИСТЕМА ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ ДИАГНОСТИКИ ЖРД В ТЕМПЕ ПРОВЕДЕНИЯ ОГНЕВОГО ИСПЫТАНИЯ

Д.С. Мартиросов, В.Т. Буканов, С.С. Каменский
energo@proem.ru

АО «НПО Энергомаш»

Создание эффективной системы функциональной диагностики (СФД) ЖРД, работающей в темпе проведения огневого испытания, позволит повысить безопасность проведения огневых испытаний и снизить риск разрушения материальной части двигателя и стенда.

Это осуществляется за счет выявления в процессе огневого испытания момента времени возникновения медленно развивающихся неисправностей в двигателе до наступления аварийной ситуации.

Разработано аппаратно-программное обеспечение проведения диагностических процедур с заданной дискретностью по времени (минимальная дискретность 0,02 с) и с выводом диагностической информации в виде таблиц, протоколов, графической информации в темпе проведения ОИ

Проверка адекватности работы штатной СФД по медленноменяющимся параметрам (ММП) проведена на усредненных интервалах стационарных режимов работы двигателя после проведения ОИ. Подтверждена надёжность ее работы, включая отсутствие ложных срабатываний. Положительный опыт применения разработанных методов диагностирования двигателей при проведении ОИ с использованием зарегистрированных на испытании текущих значений телеметрии ММП обеспечивает выявление неисправности с большим упреждением до аварии.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ВЫРАЩИВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КАМЕР СГОРАНИЯ ЖРД МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО ПЛАВЛЕНИЯ ИЗ СТАЛИ AISI 316L

А.А. Дренин, Д.С. Колчанов, А.Г. Григорьянц, К.Е. Ковалев, В.П. Александренков,
Д.А. Ягодников
drenin@inbox.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Современной тенденцией в разработке ракетных двигателей является увеличение мощности двигателя, что предполагает значительное повышение температуры рабочих узлов и, соответственно, развитие технологии машиностроения для производства

Секция 3

деталей сложной геометрии с каналами охлаждения. Одним из перспективных методов, позволяющих за короткое время получать готовые изделия сложной формы, требующих минимальной постобработки, является селективное лазерное плавление.

В данной работе резюмируется ряд наработок, сделанных в МГТУ им. Н.Э. Баумана для развития данной технологии и её скорейшего внедрения в реальное производство. Экспериментальным путем на примере порошковой композиции из стали AISI 316L выявлены особенности, являющиеся общими для большинства металлических порошков, определены оптимальные параметры сканирования лазерным излучением. Указаны различные факторы и параметры, влияющие на механизм формирования качественных структур при выращивании изделий. Подняты вопросы и проблемы, требующие решения для дальнейшего совершенствования технологии. Приведены результаты исследований параметров выращивания полностью сплошной геометрии и тонкостенных структур.

Работы по исследованию процесса выращивания проводились на современном комплексе для селективного лазерного плавления металлических порошков СЛП-110, разработанном в Московском центре лазерных технологий при содействии МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Работа выполнена при финансовой поддержке проекта Министерства Образования № 9.5645.2017/БЧ.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ СИСТЕМЫ ЗАВЕСНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ В КАМЕРЕ ДОЖИГАНИЯ ПВРД

И.А. Батенин, М.А. Абрамов

abramovmaks94@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Одним из важных аспектов при проектировании прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) на жидком топливе является рациональная организация функционирования системы охлаждения камеры дожигания (КД). Только обеспечив необходимый температурный режим элементов конструкции КД, можно реализовать стабильный и наиболее эффективный рабочий процесс в двигателе на всей траектории полета ракеты.

В данной работе рассмотрена модельная КД перспективного ПВРД. КД имеет систему охлаждения, выполненную в виде перфорированной жаровой трубы (ЖТ). В кольцевой зазор между ЖТ и корпусом двигателя подается часть воздуха, поступающего в КД из воздухозаборного устройства (ВЗУ). Задачей исследования является анализ закономерностей реализации завесного охлаждения КД. Анализ проведен путем численного моделирования в программном комплексе ANSYS Fluent.

При моделировании на левой границе расчетной области задается суммарный расход воздуха, поступающего из ВЗУ с температурой торможения 750 К. При этом рассматривается три случая, когда в систему охлаждения отбирается 10, 20, 30 процентов от суммарного расхода. В результате моделирования выявлен характер изменения по длине КД расхода воздуха, поступающего на завесное охлаждение. Полученные данные могут быть полезны в процессе экспериментальной отработки и оптимизации данной конструкции охлаждения камеры дожигания ПВРД на жидком топливе.

**ОСОБЕННОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕЧЕНИЯ В КАМЕРЕ СМЕШЕНИЯ
ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО СТРУЙНОГО АППАРАТА**

С.С. Торгашов, М.А. Абрамов

abramovmaks94@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

На сегодняшний день моделирование течения в камере смешения, когда один из газов имеет температуру плазмы (>6000 К) возможно только с учетом особенностей протекания основных физико-химических процессов (диффузия и кинетика химических реакций), характерных для высоко ионизированных газов. Такая постановка задачи значительно усложняет саму математическую модель и приводит к существенному увеличению времени расчета. В работе предпринята попытка решения задачи в рамках модели идеального газа путем конкретизации термодинамики процесса на основе аппроксимации зависимостей термодинамических характеристик газа от температуры.

Приведены принципиальная схема камеры смешения потоков азота с температурами 300 К и 7000 К и результаты аналитического расчетного исследования влияния различных параметров геометрии камеры смешения и смешиваемых потоков.

Для заданной геометрии камеры смешения и заданных значений давления подачи низкотемпературного и высокотемпературного газов проведен численный расчет процесса смешения потоков в программном комплексе ANSYS Fluent. Для адаптации комплекса к решению рассматриваемой задачи написан программный модуль, интегрированный в ANSYS Fluent и позволяющий описать термодинамику данного процесса в широком диапазоне температур (300-7000 К) в рамках модели идеального газа. Приведены результаты численного моделирования процесса смешения. Получено удовлетворительное согласование полученных данных с результатами аналитического расчета.

Представленные данные могут быть полезны при проведении расчетов процессов смешения применительно к струйным аппаратам, в которых используются газы со сверхвысокими температурами.

Секция 4



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

ТЕРМОЯДЕРНАЯ РАКЕТА – МЕЧТА, НАУЧНАЯ ФАНТАСТИКА ИЛИ РЕАЛЬНОСТЬ

Киселёв М.И.

VIP-U@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Снижение критической массы термоядерного заряда до безопасного предела, то есть фактически реализация управляемого термоядерного синтеза не теряет своей привлекательности уже многие десятилетия. В частности, переход от химической энергии к термоядерной открыл бы перед ракетной техникой совершенно новые возможности. Известно, что, если в химических реакциях выделяется энергия порядка 0,5эВ на одну частицу (это эквивалентно температуре ~5000°С), то в термоядерном синтезе эта энергия составляет 106 – 107 эВ.

В начале 60-х годов прошлого века ветеран ГИРД А.И. Полярный, в коллектив которого входил и автор настоящего сообщения, предложил конструктивную схему термоядерного ракетного двигателя, в которой предполагалось «зажечь» реакцию путём столкновения двух потоков дейтериевой плазмы, получаемой в СВЧ - разряде и ускоряемой линейными ускорителями.

Реализация такой схемы открыла бы возможность совершать перелёты в пределах Солнечной системы, исключая состояние невесомости на борту. Однако запуск термоядерной ракеты по такой схеме оказался неосуществимым. Несущественными оказались так же и все предложенные ранее и позже схемы реализации управляемого термоядерного синтеза, использующие пинч-эффект, различные варианты магнитных ловушек для удержания и термоизоляции плазмы. Основной оказалась проблема обеспечения устойчивости плазменных образований.

Из всех возможных вариантов реализации термоядерного синтеза для ракетной техники наиболее целесообразным представляется лазерный. Он оказывается и наиболее компактным.

В качестве топлива в таком реакторе должна использоваться оптимальная смесь изотопов водорода, дейтерия и трития. Известно, что стоимость трития достаточно высока, а его запасы неприкосновенны. Однако период его полураспада составляет 12,4 года. Это значит, что за 25 лет хранения от его запаса остаётся только четверть.

Таким образом, при благоприятной обстановке можно было бы использовать часть этих запасов на отработку и запуск ТЯРД с расчётом в дальнейшем на лунные запасы гелия-3. Освоение этих запасов на основе безлюдных технологий позволит обеспечить термоядерным топливом межпланетные перелёты и передачу, в случае необходимости, вырабатываемой на Луне электрической энергии на Землю по радио- или оптическому лучу.

ИНФОРМАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС МЕТРОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОБЪЕКТОВ ЭНЕРГЕТИКИ НА ОСНОВЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ НА БАЗЕ СПУТНИКОВОЙ ГРУППИРОВКИ

**Басараб М.А.,
Киселёв М.И.,
Комшин А.С.**

komshin_as@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Эксплуатационная надёжность и аварийная защита электрогенерирующих мощностей, распределённых по всей территории нашей страны на расстояния протяжённостью тысячи километров, должна гарантироваться инструментальными средствами контроля их технического состояния. В настоящее время диагностическая аппаратура, основанная, как правило, на амплитудных (виброакустических) подходах, перестаёт удовлетворять возрастающим требованиям. Всё более необходим прецизионный прогнозирующий мониторинг. Именно он, реализуемый при снижении относительных погрешностей измерительного контроля на 2-3 порядка, позволит маневрировать мобильными средствами ремонтных служб, направляя их на оперативно выявленные потенциально аварийные участки.

Уже сегодня складываются предпосылки создания Национальной системы информационно-метрологического сопровождения объектов энергетики страны с применением спутниковой группировки. Повышение эффективности такой системы может быть достигнуто оптимальным распределением вычислительных мощностей между агрегатами, генерирующими предприятиями, региональными центрами и Центром управления орбитального базирования.

При этом необходимо обеспечить обработку и передачу всего объема получаемой измерительной информации для хранения и оперативного использования при принятии решений.

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

В принципе, технически реальна и возможность на современном уровне использования информации, в том числе и фазохронометрической, на всех этапах жизненного цикла продукции, включая проектирование, производство, монтаж, наладку, эксплуатацию, что необходимо для дальнейшего конструктивно-технологического совершенствования объектов машиностроения.

Знаменательно, что градации уровня научно-технических разработок в машиностроении так распределяются по степени их развития в области технологий и технологических решений:

- сельхозмашиностроение – 15%;
- станкостроение – 35%;
- авиационная техника – 60%;
- ракетно-космический комплекс – 85%;
- ядерная энергетика – 95%.

Секция 4

Необходим поиск и внедрение не просто новых, а радикальных технических решений, построенных на достижениях фундаментальных и прикладных наук, техники и технологий. Следует отметить, что практическая реализация рассматриваемого здесь подхода отвечает наметившейся общей тенденции интеллектуализации техники, включая и машиностроение.

СИСТЕМА ДИСТАНЦИОННОГО ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ НА ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ

Р.А. Евдокимов
В.Ю. Тугаенко

Roman.Evdokimov@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

В существующих программах исследования и освоения Луны особое место занимают приполярные регионы, для которых характерно наличие постоянно затенённых участков, являющихся естественными холодными «ловушками» для летучих соединений, включая воду. Целесообразно исследование указанного региона с помощью множества небольших посадочных станций, включая роверы, массой 10 – 50 кг. При этом остро встаёт проблема энергоснабжения. Радиоизотопные генераторы (РИТЭГ), способные обеспечить автономное электропитание, отличаются сравнительно большой массой и стоимостью (РИТЭГ в составе АМС «Луна-25» при электрической мощности 6,5 Вт имеет массу около 6,7 кг, при этом стоимость ~ 0,5 кг плутония составляет около 2 млн. \$).

В этой связи, представляет интерес дистанционное энергоснабжение потребителей на поверхности Луны с окололунной орбиты по лазерному каналу. Предлагаемая система передачи энергии должна размещаться на борту искусственного спутника Луны (ИСЛ) с высотой полярной орбиты 100 – 200 км. Дальность передачи энергии составит 100 – 300 км; полная передаваемая энергия – 120 – 900 Вт*ч за земные сутки; количество сеансов передачи энергии – до 12 (для 1- 6 потребителей) за земные сутки; длительность одного сеанса – около 5 минут; время активного существования – не менее 10 лет.

Система должна включать: оптоволоконный лазер с оптической мощностью от 1,5 до 3 кВт (КПД – около 30% при длине волны 1,06 мкм); оптическую систему формирования пучка с апертурой не более 0,3 м; систему наведения на приёмники с точностью не менее 1'' при относительной угл. скорости 0,3 – 1°/сек; систему отвода тепла, а также систему электроснабжения. Диаметр пучка излучения на поверхности Луны – не более 3 м. Требуемый диаметр приёмников излучения – от 1,5 м (для мобильных потребителей) до 5 м (стационарные приёмники). КПД приёмника – 30%; масса – не более 2 кг (для мобильных потребителей).

Полная масса системы составит (в зависимости от мощности) от 170 до 270 кг, а среднесуточное электропотребление – 0,25 – 0,5 кВт; габариты ≈ 0,5 X 0,5 X 1,5 м. Она может быть размещена на борту сравнительно небольшого КА (например, типа ИСЛ «Луна-26», который при стартовой массе 2200 кг несёт массу полезной нагрузки около 160 кг). Помимо передачи энергии на поверхность Луны, ИСЛ может выполнять функции ретранслятора, а также самостоятельной исследовательской платформы.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ КОЛЕБАНИЙ КОНСТРУКЦИИ МКС
ПО ДАННЫМ СЕРИЙНОЙ СЪЁМКИ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ С
ЦЕЛЬЮ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМЫ НАВЕДЕНИЯ АППАРАТУРЫ ДЛЯ
БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ МЕЖДУ КА**

Р.А. Евдокимов Roman.Evdokimov@rsce.ru
В.А. Капранов, Э.Э. Сармин, В.Ю. Тугаенко

ПАО «РКК «Энергия»

Космический эксперимент (КЭ) «Пеликан», включённый в долговременную программу исследований на Российском сегменте (РС) Международной космической станции (МКС), предусматривает поэтапную отработку технологии беспроводной передачи электрической энергии (БПЭЭ) между КА. Предполагается передача энергии с борта РС МКС на приёмник, расположенный на транспортном грузовом корабле (ТГК) «Прогресс», посредством лазерного излучения.

В рамках первого этапа КЭ «Пеликан» были выполнены исследования характеристик относительного движения МКС и ТГК «Прогресс» с целью уточнения требований к системе наведения излучателя на приёмник. Для изучения составляющей относительного движения, связанной с РС МКС, был предложен метод, позволяющий определить амплитуду и угловую скорость смещения оптической оси фотографической аппаратуры («ФСС», доставленной на борт для выполнения КЭ «Ураган») по результатам серийной съёмки земной поверхности. Сравнение координат центров полученных в ходе съёмки изображений и их вычисленных (на основе сопроводительной информации о положении и ориентации МКС) значений позволяет найти отклонения оси визирования, обусловленные колебаниями РС МКС для каждого снимка. Статистическая обработка рядов полученных данных для различных серий изображений позволяет определить: наличие и параметры трендов, амплитуды и частоты гармонических колебаний (с периодом не менее удвоенного интервала съёмки поверхности), характеристики случайной (хаотической) компоненты колебаний. Трендовая составляющая, как правило, связана с изменением ориентации станции, гармонические колебания могут быть обусловлены колебаниями конструкции МКС, а случайная составляющая – высокочастотными колебаниями и вибрациями конструкции.

По результатам исследования шести серий изображений (продолжительностью от 1 до 3 минут, что приблизительно соответствует длительности сеанса БПЭЭ в КЭ «Пеликан») были получены ограничения на амплитуды и скорости движения оси визирования, обусловленные колебаниями МКС: $\approx 20 - 25$ угловых минут и 3 угл. мин./с.

**КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ С ЯДЕРНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ
УСТАНОВКОЙ И ЛАЗЕРНОЙ СИСТЕМОЙ ДЛЯ ОЧИСТКИ ОРБИТЫ
ЗЕМЛИ ОТ АНТРОПОГЕННОГО МУСОРА**

А.С. Овсиенко ovsienkoas1@gmail.com
П.М. Кинаш petr.kinash@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

Очистка орбиты Земли от антропогенного мусора, накопленного за шесть десятилетий космической деятельности человечества, является существенной проблемой, стоящей перед современной космонавтикой. Один из способов решения данной задачи

Секция 4

– применение лазера космического базирования, который либо уничтожает космический мусор целиком, либо создает реактивную тягу за счет испарения поверхности космического мусора, «сталкивая» его в атмосферу Земли для дальнейшего сгорания.

В докладе представлено описание космического аппарата с бортовой ядерно-энергетической установкой (ЯЭУ) и лазерной системой (ЛС).

В ЯЭУ термоэмиссионного типа разработки РКК «Энергия» основным элементом является термоэмиссионный реактор-преобразователь модульного типа с быстрым спектром нейтронов. Охлаждение ЯЭУ производится за счет цилиндрического холодильника-излучателя на тепловых трубах.

ЛС киловаттного уровня уже достаточно широко применяются в промышленности, в особенности металлообрабатывающей. Поскольку ЛС является источником низкопотенциального тепла (температурный диапазон работы 20 – 30°C) мощностью десятки киловатт за относительно короткий диапазон (минуты), то в случае ее применения в космосе остро встает вопрос теплоотвода. Для отвода остаточного тепла от ЛС в космосе за счет излучения предлагается использовать тепловой аккумулятор (ТА) с теплоаккумулирующим веществом (ТАВ) гексадекан и теплоносителем ТОСОЛ-60. В период работы ЛС теплоноситель охлаждает ее за счет плавления ТАВ (температура плавления 19°C). По окончании работы ЛС ТАВ прекращает получать тепло и застывает, охлаждаясь излучением с поверхности ТА в открытый космос.

Приведены результаты расчета по определению длины фермы, отодвигающей ТА ЛС (для оптимального функционирования) от холодильника-излучателя ЯЭУ, имеющего среднюю температуру около 900°C, а также другие расчетные характеристики, связывающие параметры ЯЭУ и ЛС.

МАЛЫЙ СПУТНИК В КАЧЕСТВЕ ПЛАТФОРМЫ ДЛЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ МИКРОГРАВИТАЦИОННОЙ ОБСТАНОВКИ НА БОРТУ ОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В.Н. Гридин, А.П. Смахтин

info@dits.ras.ru

Центр информационных технологий в проектировании Российской академии наук
(ЦИТП РАН)

Как известно, одним из перспективных направлений развития космической техники является практическая реализация широкого списка технологических операций, проводимых в условиях микрогравитации. К числу таких задач относятся задачи кристаллизации полупроводников с высокой степенью однородности их структуры, очистка медицинских препаратов с целью существенного увеличения их эффективности, получение крупных кристаллов цеолитов и фуллеренов, кристаллизация протеинов и ряд других процессов, относящихся к области нанотехнологий.

Анализ имеющихся результатов реализации перечисленных технологий на борту современных орбитальных космических аппаратов (КА) показал, что микрогравитационная обстановка на борту КА не соответствует требуемым условиям, а именно:

1. Положение вектора остаточных микроускорений в рабочем объеме КА нестабильно, что, в частности, отражается на структуре выращиваемых кристаллов.
2. Величина вектора остаточных микроускорений выше требуемой – в настоящий момент это порядка $10^{-6} \cdot g_0$ при требуемой величине порядка $(10^{-8} - 10^{-7}) \cdot g_0$, где g_0 – ускорение силы тяжести на поверхности Земли.

Для обеспечения требуемых параметров микрогравитационной обстановки на борту орбитального КА необходимо использовать специализированный малый спутник с пассивной стабилизацией его положения в околоземном космическом пространстве при минимально необходимом количестве бортового оборудования. В качестве бортового источника питания технологического оборудования можно использовать лазерное излучение, передаваемое на стандартные панели фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) энергии, расположенные на боковой поверхности малого спутника. При этом исключается вибрация панелей ФЭП и существенно повышается эффективность преобразования энергии электромагнитного излучения в электрическую в сравнении с их облучением солнечным светом. Например, ФЭП на основе арсенида галлия при облучении монохроматическим излучением с длиной волны 0,8 мкм имеет КПД порядка 55% и способен обеспечить электрическую мощность порядка 3 кВт/м².

Для экспериментальной проверки изложенной выше концепции создания малого спутника с улучшенной бортовой микрогравитационной обстановкой необходимо провести предварительные методические летно-космические эксперименты. Предлагается провести эти эксперименты в два этапа:

Этап 1:

Измерение вектора остаточных микроускорений с помощью бортовых акселерометров в объёме малого спутника - в центре массы спутника и вблизи его корпуса на максимально возможном удалении от центра масс. Такие измерения необходимо провести на разных по высоте круговых орбитах от 500 км до 1200 км над Землёй. В качестве бортового оборудования надо ограничиться акселерометрами и оборудованием для передачи телеметрии на Землю. В качестве источника питания необходимо использовать панели солнечных батарей, жестко закрепленных на боковых поверхностях спутника. Прототипом такого малого спутника может служить малый спутник с пассивной гравитационной стабилизацией типа «Колибри – 2000», разработанный с Специализированном конструкторском бюро Института космических исследований в г Таруса Калужской области.

Этап 2:

Проведение эксперимента по кристаллизации полупроводников с измерением вектора остаточных микроускорений на борту малого спутника. При этом мощности для энергоснабжения бортового оборудования с помощью панелей солнечных батарей будет недостаточно и на этом этапе необходимо использовать радиоизотопный источник энергии мощностью порядка 1 кВт.

Только после получения положительных результатов описанных экспериментов можно будет переходить к проектированию специализированного космического технологического комплекса, состоящего из малого спутника и космического энергетического модуля с лазером на борту.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках проекта 16-07-00190).

ЭВОЛЮЦИОННАЯ ПЕРСПЕКТИВА ЭНЕРГОСИЛОВЫХ УСТАНОВОК ПО СЦЕНАРИЯМ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ АЛЬТЕРНАТИВ

И.И. Куркин, Е.В. Зеленова, А.Ю. Купреева, С.В. Гордеев, А.Ю. Мерьков
kurkinii@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Эволюционная перспектива аэрокосмической техники, под влиянием внешних условий и угроз, в первую очередь связываются с развитием прорывных технологий и

Секция 4

новых идей. Это, в свою очередь, открывает и иные возможности для решения альтернативных задач.

Прорывные технологии – пульсирующие двигатели, прямоточные электроракетные двигатели, электронные ячейки, комбинированные и гибридные энергосиловые структуры – обеспечат скоординированные режимы работы различных объектов в космосе и атмосфере.

Электронная ячейка – фактор повышения эффективности не только радиотехнических устройств, но энергосиловых перспектив радиационно безопасных космических и атмосферных объектов. В этом случае прямоточные электроракетные двигатели обеспечат длительное дежурство на орбите 200км оперативных крылатых аппаратов, а их пульсирующие двигатели обеспечат дальний рикошет с возвращением на исходные позиции.

Известны проектные и экспериментальные предпосылки создания гибридного ЯЖРД для решения оперативных околоземных радиационно безопасных транспортных операций. Оптимизируются возможности гибридного двух режимного ЯЖРД. В режиме ЖРД осуществляется импульсный вывод ядерного объекта на безопасное расстояние с последующим включением в режиме ЯРД.

Демонстрируются последующие альтернативные ситуации решения единой космической задачи разными двигателями (СПД, ПИД) с одинаковой эффективностью по массе полезного груза, одинаковой длительностью и дальностью полета. Приоритетный выбор – надежность конструкции в обеспечение заданного ресурса с измененной структурой магнитного поля.

Литература

1. Kurkin I.I., Merkov A. \ COMPETING EVOLUTION OF ENGINES, POWER INSTALLATIONS AND MOBILE STARTING COMPLEXES UNDER SCENARIOS OF ATMOSPHERIC AND SPACE PROSPECTS \ 63rd International Astronautical Congress 2012, Naples, Italy.
2. Гордеев С.В., Канев С.В., Суворов М.О., Хартов С.А. «Высокочастотный ионный двигатель, использующий в качестве рабочего смеси газов верхних слоев атмосферы». г Железногорск. Красноярский край. IV научная конференция молодых специалистов. 2017г.

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ И ВОЗМОЖНЫЕ ПРИМЕНЕНИЯ МОЩНЫХ ЯДЕРНЫХ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**В.Н. Акимов¹, Л.Э. Захаренков^{1,2}, А.В. Каревский¹,
Е.Ю. Кувшинова¹, А.В. Семенкин^{1,2} и А.Е. Солодухин^{1,2}**
kerc@elnet.msk.ru, semenkin@kerc.msk.ru, solodukhin@kerc.msk.ru

¹ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»,

²МГТУ имени Н.Э. Баумана

Решение новых перспективных задач в области изучения и использования космического пространства требует качественного повышения уровня энергодвигательного обеспечения космических аппаратов (КА), которое не может быть достигнуто при использовании традиционных средств на основе солнечных батарей и двигательных установок на химическом топливе.

В связи с этим для выполнения миссий в ближнем и дальнем космосе рассматривается применение принципиально нового транспортного средства – мощного космического буксира на базе ядерной энергодвигательной установки (ЯЭДУ) [1,2], в которой

используется ядерная энергоустановка (ЯЭУ) для генерации электрической энергии и электроракетные двигатели (ЭРД) для создания тяги и управления аппаратом [3,4].

ЯЭУ характеризуются существенно большей компактностью, чем солнечные энергоустановки, независимостью генерируемой мощности от расстояния до Солнца, условий освещенности, повышенной радиационной стойкостью. Применение ЭРД для таких задач как выведение КА на орбиту, удержание КА на орбите, межпланетных перелетов и миссий в дальнем космосе обеспечивает существенную экономию массы используемого топлива по сравнению с традиционными жидкостными ракетными двигателями благодаря высокому удельному импульсу.

В статье приведен обзор основных составляющих, вариантов построения, компоновочных решений и возможных применений КА на базе ЯЭДУ.

1. Акимов В.Н., Коротеев А.А., Коротеев А.С. Ядерная космическая энергетика: вчера, сегодня, завтра. Известия РАН. Энергетика, 2012, № 1, с. 3–11.
2. Коротеев А.С., Ошев Ю.А., Попов С.А., Каревский А.В., Солодухин А.Е., Захаренков Л.Э., Семёнкин А.В. Ядерная энергодвигательная установка космического аппарата. Известия РАН. Энергетика. 2015. № 5. С. 45-59.
3. Кувшинова Е.Ю., Синицын А.А. Энергоустановки большой мощности для решения перспективных задач. Международный семинар в рамках проекта MEGANIT, Брюссель, 2013.
4. L. E. Zakharenkov, A.V. Semekin, and A.E. Solodukhin. Concept of Electric Propulsion Realization for High Power Space Tug. Progress in Propulsion Physics 8 (2016) 165-180. <https://doi.org/10.1051/eucass/201608165>.

ВЛИЯНИЕ СОСТАВНОГО КОЛЛЕКТОРА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО ТЭП

М.С. Яшин, В.В. Онуфриев
myashin3009@gmail.com

МГТУ имени Н.Э. Баумана

Одним из путей снижения барьерного индекса ТЭП является снижение потерь в разряде. При этом в условиях дугового режима ТЭП, как правило, наблюдается сильная перекомпенсация отрицательного объемного заряда, что приводит к образованию скачков потенциала препятствующих уходу электронов на электроды. Более благоприятные условия для протекания тока могут наблюдаться, когда в области определенных участков коллектора существует поле ускоряющее электроны из плазмы. Это возможно при создании «составного коллектора», когда поверхность разделена на участки с различающимися работами выхода электронов.

На основе математической модели ТЭП описанной в [1] с кинетическими коэффициентами из [2] был произведен расчеты ВАХ ТЭП с однородным и составным коллектором. Учет влияния «составного коллектора» на распределение параметров плазмы в ТЭП рассматривался ранее [3] и требует видоизменения классических граничных условий, которые позволяли бы произвести учет перераспределения потенциала плазмы вблизи коллектора, связанного с «полем пятен». Для применимости таких граничных условий необходимо, чтобы размеры участков с разными работами выхода значительно превышали значение дебаевского радиуса экранирования, только в этом случае возможно рассмотрение контакта каждого участка с плазмой межэлектродного зазора независимо друг от друга. Кроме того, размеры этих участков должны быть малы по сравнению с расстоянием, на котором существенно изменяются параметры плазмы, фактически, по порядку значений эта величина равна длине ионизации. При

Секция 4

расчете вольт-амперных характеристик ТЭП с «составным коллектором», разность значений работ выхода электронов поверхностей коллектора была выбрана, на основании результатов расчета для ТЭП с однородным коллектором, заведомо большей величины приколлекторного скачка потенциала.

1. Термозмиссионные преобразователи и низкотемпературная плазма. / под ред. Б.Я. Мойжеса и Г.Е. Пикуса. М.: Наука, 1973, 480 с.
2. Физические основы термозмиссионного преобразования энергии. / под ред. И.П. Стаханова. М.: Атомиздат, 1973, 376 с.
3. Яшин М.С., Онуфриев В.В., Об особенностях работы составного высокотемпературного коллектора в термозмиссионном преобразователе при пониженном давлении паров цезия. Инженерный журнал: наука и инновации, 2016 вып. 7, <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-7-1514>.

СОВРЕМЕННЫЕ ПРИНЦИПЫ БЕЗОПАСНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИКИ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

К.Д. Долгуничев
kirill.dolgunichev@gmail.com, kerc@elnet.msk.ru

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»

Новый этап внедрения ядерной энергетики в космическую технику предполагает использование реакторных ядерных энергетических установок большой мощности (ЯЭУ БМ) в составе принципиально нового класса космических средств – транспортно-энергетических модулей (ТЭМ). При этом в число ключевых проблем создания и применения энергоустановок такого типа входит обеспечение ядерной и радиационной безопасности (ЯРБ).

Эта проблема была успешно решена для КА с ЯЭУ первого поколения с электрической мощностью не более 5 кВт и ресурсом менее 1 года [1]. Разработанные тогда принципы и технические решения обеспечения ЯРБ исключили нанесение вреда населению и биосфере Земли как при штатной эксплуатации ЯЭУ таких КА, так и в аварийных ситуациях. Однако применительно к ЯЭУ БМ нового поколения эти принципы требуют некоторого изменения, что обусловлено:

- во-первых, существенным увеличением энергетических (сотни киловатт – мегаватты) и ресурсных (до 10 лет и более) характеристик энергоустановок, а также использованием вырабатываемой ими электроэнергии в первую очередь для выполнения широкого круга транспортных задач [2];
- во-вторых, изменением фундаментальных подходов к обеспечению и обоснованию безопасного использования атомной энергии, произошедших в период с середины 1990-х по начало 2000-х годов и утвержденных на национальном и международном уровнях [3, 4].

В докладе приведены результаты систематизации и анализа документов, касающихся безопасного использования ядерной энергетики в космическом пространстве. Показаны возможные пути реализации требований современных норм и правил применительно к обеспечению ЯРБ космических ЯЭУ БМ. Приведены методологические подходы к обоснованию с одной стороны достаточности принятых мер, а с другой – исключения их избыточности, что в конечном итоге позволяет в полной степени использовать потенциал ЯЭУ БМ в ходе использования по целевому назначению при безусловном выполнении требований ЯРБ.

1. Гафаров А.А. Ядерная энергия в космосе: безопасность гарантирована // Новости космонавтики, 2004. №9. С. 42-45.
2. Коротеев А.С., Ошев Ю.А., Попов С.А. и др. Ядерная энергодвигательная установка космического аппарата. // Известия РАН. Энергетика. 2015. №5. С. 45-59.
3. Принципы, касающиеся использования ядерных источников энергии в космическом пространстве (№А/АС.105/572). Приняты Генеральной Ассамблеей ООН в резолюции 47/68 от 14 декабря 1992 года.
4. основополагающие принципы безопасности: Основы безопасности. Серия норм МАГАТЭ по безопасности № SF-1. Вена, 2007.

ПРИМЕНЕНИЕ ВОЗДУШНО-АЛЮМИНИЕВЫХ ХИМИЧЕСКИХ ИСТОЧНИКОВ ТОКА НА МАЛОРАЗМЕРНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ С ВОЗДУШНЫМИ ВИНТАМИ

**Н.С. Окорочкова, К.В. Пушкин, С.Д. Севрук, Е.В. Суворова, А.А. Фармаковская
konstantin-val@yandex.ru**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Разрабатываемые воздушно-алюминиевые химические источники тока (ВА ХИТ) предназначены для применения в качестве энергоустановки (ЭУ) для электропитания малоразмерных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) с воздушными винтами, а также и других робототехнических комплексов различного назначения и призвана обеспечивать повышение их автономности за счёт повышенных удельных энергетических характеристик ЭУ и оптимизации параметров системы «электродвигатель - ЭУ».

ЭУ для БПЛА состоят из механически перезаряжаемого ВА ХИТ и, при необходимости, буферного литий-ионного (полимерного) аккумулятора для снятия пиковых нагрузок.

Мощность разрабатываемой ЭУ в зависимости от типа БПЛА может быть реализована в диапазоне 100÷3000 Вт, при этом удельная энергия ЭУ уже в настоящее время реализуется в диапазоне 250-300 Вт·ч/кг и потенциально может быть повышена до 350-400 Вт·ч/кг.

Разрабатываемая ЭУ позволит:

- не менее чем в 2 раза повысить энергомассовые характеристики источника питания для БПЛА и, соответственно, не менее чем в 2 раза увеличить время его активного полёта, по сравнению с существующими аналогами, использующими исключительно литий-ионные (полимерные) батареи;
- существенно снизить уровень демаскирующих признаков – шумовые, тепловые, выхлопы и выделения по сравнению с аналогами на основе двигателя внутреннего сгорания;
- обеспечить возможность быстрой перезарядки в полевых условиях;
- иметь возможность длительного и безопасного хранения горючего до начала работы без потери энергетических характеристик;
- повысить надёжность энергоустановки, по сравнению с аналогами на основе топливных элементов с газобаллонным хранением водорода;
- существенно снизить стоимость ЭУ для БПЛА по сравнению с литий-ионными (полимерными) батареями или с ЭУ на основе кислород-водородных топливных элементов, а также значительно снизить себестоимость единицы энергии при эксплуатации.

Секция 4

ВОЗДУШНО-АЛЮМИНИЕВЫЙ ИСТОЧНИК ТОКА С ЦИЛИНДРИЧЕСКИМИ ЭЛЕКТРОДАМИ

А.З. Жук, Б.В. Клейменов, С.Д. Севрук, В.Г. Удальцов
666Zhuk@ihed.ras.ru

ОИВТ РАН, МАИ

Воздушно-алюминиевые (ВА) электрохимические генераторы (ЭХГ) разрабатываются как основные и резервные источники тока для летательных аппаратов и наземной обслуживающей техники.

Важнейшими характеристиками любого генератора являются удельные мощность и энергоемкость. Повышению этих параметров ВА ЭХГ посвящена представленная работа.

На практике в основном используются ВА элементы с электродами плоской формы, когда анод и катод одинаковой площади располагаются друг напротив друга, либо анод располагается между двумя электрически соединенными катодами. При этом равенство катода и анода по площади рабочей поверхности следует отнести к недостаткам, не позволяющим эффективно использовать алюминий, имеющий поляризационные характеристики лучше, чем газодиффузионные катоды. В элементах плоской конструкции запас расходуемого электролита ограничен величиной межэлектродного зазора и для обеспечения заданной емкости необходимо вводить в конструкцию дополнительную емкость и систему подачи электролита. При этом организация равномерной (без застойных зон) подачи (циркуляции) электролита представляет сложную техническую задачу. Скорость циркуляции определяется не столько скоростью расхода компонентов, сколько необходимостью отвода тепла из межэлектродного зазора. Основную долю в весе таких, безусловно, компактных элементов занимает их корпус (более 30 мас.%), который обеспечивает жесткость конструкции и герметизацию катодов по периметру.

С целью уменьшения веса элемента и устранения перечисленных выше недостатков была предложена и запатентована цилиндрическая конструкция ВА элементов, при которой функцию корпуса ВА элемента выполнял катод цилиндрической формы. Такая конструкция элементов позволила принципиально по новому решить ряд инженерных задач связанных с организацией отвода тепла, корректировки концентрации и объема электролита в процессе разряда.

Экспериментальный экземпляр ВА элемента с анодом и катодом цилиндрической формы, при испытаниях показал удельную мощность 52 Вт/кг, что практически в два раза выше аналога плоской конструкции. Батарея мощностью 1,45 кВт с запасом расходных компонентов на 10 часов будет обладать удельной энергоемкостью не менее 230 Вт·ч/кг.

РАЗВИТИЕ МЕТОДОВ ТЕРМОЭМИССИОННОГО ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИН ГАЗОТУРБИННЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ И ТУРБОНАСОСНЫХ АГРЕГАТОВ ОБЪЕКТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ МНОГОРАЗОВОГО ПРИМЕНЕНИЯ

А.В. Колычев, В.А. Керножицкий, А.Д. Усаченко
vakern@mail.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Работа посвящена Термоэмиссионному способу и устройству охлаждения лопаток турбин газотурбинных установок и двигателей. Разработка защищена патентами на изобретения и полезные модели. Причем патент на изобретение №2573551 входит в список СТА ЛУЧШИХ ИЗОБРЕТЕНИЙ РОССИИ 2015 ГОДА, а первая публикация в зарубежных изданиях по данной тематике за авторством ведущих научных сотрудников Lockheed Martin датируется временем, когда у нашей группы уже были на руках патенты на изобретения и полезные модели.

В настоящее время актуальным является развитие многоразовых систем выведения полезной нагрузки на орбиту, а также создание космических аппаратов с длительным сроком активного существования для создания межорбитальных и межпланетных комплексов. Однако, для газотурбинных устройств, являющихся одними из ключевых составляющих указанных систем и комплексов, существует проблема обеспечения надежности и долговечности при повышенных тепловых нагрузках на лопатки турбин, что связано с необходимым повышением КПД. Существующие системы охлаждения достигли своего технологического предела, при этом достаточно сложны и дороги в эксплуатации и изготовлении.

Предлагаемый Термоэмиссионный способ и устройство охлаждения лопаток турбин достаточно прост в изготовлении и характеризуется более низкими температурами и температурными напряжениями в лопатках не только на этапах старта и останова, но и в моменты нерасчетных тепловых нагрузок на лопатки в процессе эксплуатации. Таким образом происходит «разгрузка» лопаток в процессе эксплуатации на 25-30%, что положительно сказывается на их ресурсе и надежности в целом, приводит к возможности увеличения КПД и обеспечению многократного применения турбокомпрессорных агрегатов двигателей многоразовых ракет-носителей.

В рамках исследований получен материал, характеризующейся работой выхода порядка 3 эВ. Сформулированы направления дальнейших исследований для получения материалов с более низкой работой выхода, которые в дальнейшем планируется испытать в разработанном и созданном огневом стенде.

РАСЧЕТ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ ДУГОВОГО ТЕРМОЭМИССИОННОГО КАТОДА

И.П. Назаренко, В.М. Гаврюшин, К.В. Евдокимов
k208_gvm@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Термоэмиссионные катоды являются важным элементом многих сильноточных плазменных устройств, электродуговых двигателей, генераторов низкотемпературной плазмы, высокоинтенсивных источников света. Их тепловое состояние определяется

Секция 4

рядом процессов, связанных с подводом и отводом тепла от тела катода. Основной процесс подвода тепла – это теплообмен горячего торца катода, обеспечивающего эмиссию электронов, с прикатодной плазмой. Отвод энергии, поступившей из плазмы, осуществляется по нескольким каналам: за счет теплопроводности материала катода к холодному торцу катода, за счет излучения с поверхности в окружающую среду, а также с помощью конвективного теплообмена с обтекающим катод рабочим телом. Наибольшая доля энергии отводится от катода за счет эмиссионного охлаждения горячей поверхности

Учет перечисленных процессов требует значительных вычислительных ресурсов. Для определения теплового состояния катода, предлагается инженерная методика расчета, которая базируется на использовании усовершенствованного балансового метода расчета характеристик прикатодной области разряда. Этот метод отличается от известных методов тем, что условия на границах прикатодной области разряда задаются на основе результатов решения системы дифференциальных уравнений, описывающих состояние прикатодной плазмы. Решение уравнений позволяет связать величину плотности результирующего теплового потока в тело катода и катодного падения потенциала с плотностью электрического тока, температурой катода в пятне и температурой электронов на границе с катодом. Совместное решение уравнений и уравнения теплопроводности с учетом излучения боковой поверхности и конвективного теплообмена с обтекающим катод газом при заданной геометрии катода и силе тока разряда позволяет получить поле температур в катоде.

Приводятся результаты расчетов тепловых характеристик цилиндрических вольфрамовых катодов для разрядов в атмосфере аргона при давлении 10^5 Па и их сравнение с имеющимися литературными данными.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ В АБЛЯЦИОННОМ ИМПУЛЬСНОМ ПЛАЗМЕННОМ ДВИГАТЕЛЕ В НАЧАЛЬНОЙ СТАДИИ РАЗРЯДА

А.А. Антипов
А.В. Богатый

Antipant@mail.ru

НИИ ПМЭ МАИ (г. Москва)

Абляционный импульсный плазменный двигатель (АИПД) “рельсового” типа с боковой подачей твердого диэлектрического рабочего тела (РТ) является одним из перспективных двигателей управления движением малоразмерных космических аппаратов (50-350 кг). Несмотря на обилие литературы с описанием физических процессов в разрядном канале АИПД, теоретическому описанию процессов зарождения заряда посвящено крайне мало материалов. Начальная стадии разряда очень сложна для экспериментального исследования из-за ее скоротечности. Развитие разряда происходит вдоль поверхностей шашек под некоторым наклоном токовой перемычки (области сгущения тока) к электродам таким образом, что часть “рабочих” поверхностей шашек оказывается в теневой зоне, что способствует их науглероживанию. Экспериментально показано, что наклон токовой перемычки устанавливается в темновой стадии развития разряда и остается неизменным до окончания первого полупериода разрядного тока. Экспериментально исследовать темновую стадию разряда в настоящее время не представляется возможным, в связи с чем, было принято решение о построении математической модели движения заряженных частиц в АИПД в начальной стадии разряда.

Рассматривается процесс зарождения искрового разряда в АИПД. Проанализированы данные, полученные экспериментальным путем, в связи с чем были введены некоторые допущения и был осуществлен переход к плоской задаче. Разработана физико-математическая модель движения заряженных частиц в АИПД в начальной стадии разряда. Представлены основные результаты, полученные в результате моделирования. Исследована структура электрического поля, в зависимости от конфигурации разрядного канала абляционного импульсного плазменного двигателя. Проведено исследование влияния магнитного поля на траекторию движения заряженных частиц в электрическом поле. Изучено поведение заряженных частиц, при протекании малых токов и возникновении магнитного поля. Сопоставлены расчётные и экспериментальные данные. Получено их достаточно хорошее соответствие.

УСКОРЯЮЩИЙ ЭЛЕКТРОД ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ИЗ УГЛЕРОД-УГЛЕРОДНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

Р.В. Ахметжанов ahmetzhanov1991@mail.ru
В.В. Балашов, Е.А. Богачев, А.Б. Елаков

НИИ ПМЭ МАИ, ОАО «КОМПОЗИТ»

В последнее время электрические ракетные двигатели (ЭРД) все чаще используются в качестве исполнительных органов систем управления орбитальным движением космических аппаратов. Требования к ресурсу данных двигателей постоянно растут. Так, космический аппарат GOCE, оснащенный ионным двигателем Т-5, провел на орбите более 4 лет, а время работы самого двигателя составило более 36000 часов. Ионные двигатели (ИД) обладают большим ресурсом по сравнению с другими типами ЭРД, а ключевым элементом их конструкции с точки зрения ресурса является ускоряющий электрод ионно-оптической системы (ИОС) ИД, который в ходе работы двигателя разрушается под воздействием ионов перезарядки.

Материалы на основе углерода обладают меньшим коэффициентом ионного распыления по сравнению с другими материалами, используемыми при производстве ускоряющих электродов ИД. Недостатком данных материалов является пониженная пробойная прочность по сравнению с титаном или молибденом.

В ОАО «КОМПОЗИТ» был создан углерод-углеродный композиционный материал (УУКМ) на основе органоморфного углеродного каркаса марки Ипресскон®. Из данного материала был произведен ускоряющий электрод для высокочастотного ионного двигателя малой мощности (ВЧИД ММ), разработанного совместно АО КБХА и НИИ ПМЭ МАИ.

В докладе представлен расчет ресурса ВЧИД ММ для двух материалов ускоряющего электрода: для титана и для указанного выше материала на основе УУКМ, произведенного в ОАО «КОМПОЗИТ».

В НИИ ПМЭ МАИ были проведены экспериментальные исследования ВЧИД ММ с ускоряющим электродом, выполненным из УУКМ. В докладе представлены результаты проведенных исследований. Показано, что двигатель работоспособен при достаточно высокой (2200 В) разности потенциалов между эмиссионным и ускоряющим электродами ИОС. Характеристики, полученные на эксперименте сравнены с результатами испытаний ВЧИД ММ с ускоряющим электродом из титана марки ВТ1-0.

Секция 4

ИССЛЕДОВАНИЕ ПЛАЗМЫ ХОЛЛОВСКОГО ДВИГАТЕЛЯ ОПТИЧЕСКИМИ МЕТОДАМИ

Д.Д. Криворучко, А.В. Скрылев, Т.В. Чернышев
dk666@yandex.ru

Московский Физико-Технический Институт (МФТИ)

Модели физических процессов особенно хорошо разработаны для плазмы, находящейся в локальном термодинамическом равновесии (ЛТР) [1]. Однако в случае холодной неравновесной плазмы холловского двигателя (ХД) необходимы другие приближения, которые на данный момент не сформулированы. Было неоднократно показано, что плазма ХД не подчиняется ни корональной модели, ни ЛТР и слабо описывается в рамках классической столкновительно-излучательной модели [2,3]. Распределения возбужденных состояний (РВС) плазмы ХД не укладываются ни на прямую линию, ни на ломаные, а представляют из себя рообразное распределение [3,4].

На базе эксперимента и математического моделирования исследовались квантово-физические процессы, протекающие в низкотемпературной неравновесной ксенонной плазме ХД. Была измерена временная эволюция заселенностей 6 уровней иона и 5 уровней атома ксенона возле среза и в струе ускорителя. Полученные данные сравнивались с интегральными значениями анодного тока. Анализ показал, что частота колебаний заселенности ионных линий практически совпадает с токовой и составляет порядка 20-30 кГц. Свечение нейтралов в зависимости от линии и времени измерения, может запаздывать или опережать токовые колебания. Таким образом, можно сделать выводы о значимости рекомбинационных процессов в пучковой плазме ХД. Сравнение заселенностей возбужденных состояний атомов и ионов плазмы ХД с плазмой ксенонной лампы низкого давления подтвердило, что квантовомеханические константы и процессы, измеренные на дуговом разряде, нужно с большой осторожностью переносить на плазму ускорителей. Различия РВС двух плазменных источников особенно велики для уровней с маленькими величинами энергий. На базе математического моделирования было исследовано влияние на РВС процессов взаимодействия с электронами, фотонами, тяжелыми частицами и процессов перемешивания.

[1] Грим Г, «Спектроскопия плазмы». М.: Атомиздат, 1969. 452 с.

[2] Karabadzhak G.F., Chiu Y.H., Austin B.L., and al, Passive optical diagnostic of Xerpropelled Hall thrusters. II. Collisional-radiative model. J. of Appl. Phys. 99, 113305 (2006).

[3] Криворучко Д.Д., Скрылев А.В., Скороход Е.П. Определение концентраций возбужденных состояний и вероятностей радиационных переходов ХеI плазмы Холловских двигателей. //Электронный журнал «Труды МАИ», 2017, № 92, 26 с.

[4] Криворучко Д.Д., Кули-заде М.Е., Скороход Е.П., Скрылев А.В. Вероятности фотопереходов иона ХеI и распределения возбужденных состояний в низкотемпературной плазме холловского двигателя. //Электронный журнал «Труды МАИ», 2017, № 92, 26 с.

ХОЛЛОВСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ, АКСИАЛЬНО-АЗИМУТАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ С РАЗМАГНИЧИВАНИЕМ

Т.В. Чернышёв

thunarux@gmail.com

Объединённый Институт Высоких температур Российской Академии Наук (ОИВТ РАН)

В работе представлена аксиально-азимутальная полностью кинетическая PiC/MCC-модель для расчёта нестационарных процессов в плазме холловского двигателя. Моделирование переходного процесса в момент зажигания разряда показало существенное искажение формы приложенного магнитного поля за счёт собственного поля дрейфового тока. Это, а так же интенсивная ионизация, приводят к тому, что всё падение потенциала локализуется в тонком немагнитном слое вблизи катодной границы. В установившемся режиме искажение магнитного поля мало, а плазма разделяется на две области: анодную плазму, где происходит практически вся ионизация; и протяжённый ускорительный слой, где локализуется основное падение потенциала. Для установившегося режима характерны автоколебания на частоте пролёта нейтрального газа (20 кГц). В этом режиме наблюдались 2 типа азимутальных неустойчивостей: длинноволновые электронные вихри, образующиеся при малых концентрациях плазмы (рис.1); и коротковолновые ионно-звуковые колебания, появляющиеся при больших концентрациях (рис.2). Обе неустойчивости приводят к «аномальной» поперечной проводимости.

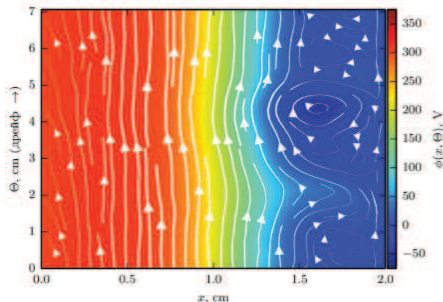


Рис.1.

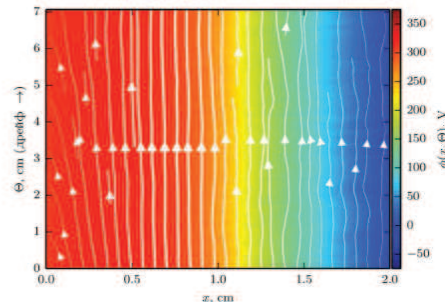


Рис.2.

Линии тока электронов и распределение потенциала плазмы

ХАРАКТЕРИСТИКИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЯ С АНОДНЫМ СЛОЕМ, РАБОТАЮЩИМ НА АЗОТЕ

Д.В. Духопельников, В.А. Рязанов, С.О. Шилов
 duh@bmstu.ru , rzn@bmstu.ru , serega.shilov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Активное развитие кластера низкоорбитальных космических аппаратов идёт по пути увеличения срока существования спутников на орбите, а также увеличения массы полезной нагрузки. Данная проблема может быть решена за счёт использования воздуха остаточной атмосферы Земли в качестве рабочего тела электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) [1-3]. В качестве двигателя такой ЭРДУ рассматривается одноступенчатый двигатель с анодным слоем (ДАС). На текущий момент наиболее полно изучена работа ДАС на инертных газах, тогда как исследования его работы на

Секция 4

компонентах воздушной смеси исследовались мало. В связи с этим были проведены сравнительные исследования работы ДАС в низковольтном режиме на ксеноне, аргоне и азоте. Работы проводились на экспериментальной модели ДАС, средний диаметр канала которого составляет 40 мм, а ширина канала - 6 мм. Компенсация ионного пучка осуществлялась накальным катодом компенсатором с аргоновой завесой. В процессе экспериментов были определены вольт-амперные характеристики, зависимости ионного тока от напряжения разряда и массовый коэффициент полезного действия для ксенона, аргона и азота.

Список литературы

1. Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г., Курилович Д.А. Холловские двигатели на забортом воздухе для космических аппаратов на низкой опорной орбите // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2013. №12. С. 227-238.
2. Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г., Рязанов В.А., Шилов С.О. О возможности использования холловского двигателя на забортом воздухе для удержания космического аппарата на низкой околоземной орбите // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2016. №12. С.57-71.
3. Ерофеев А.И., Никифоров А.П., Попов Г.А., Суворов М.О. и др. Разработка воздушного прямоточного электрореактивного двигателя для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2016. №3. С.104.

ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ МАЛОЙ МОЩНОСТИ С ВЫСОКОЧАСТОТНОЙ ИОНИЗАЦИЕЙ РАБОЧЕГО ТЕЛА

В.В. Кузенов^{1,2}, П.А. Фролко¹
vik.kuzenov@gmail.com, sstifler@yandex.ru

¹Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

²Россия, Москва, ИПМех им. А.Ю. Ишлинского РАН

Представлена математическая модель коаксиального импульсного плазменного двигателя. Основными преимуществами данного двигателя можно считать относительно высокий (по сравнению с другими электрореактивными двигателями (ЭРД)) ресурс работы и возможность использования различных рабочих тел. Рассматриваемые ЭРД могут применяться в качестве двигателей коррекции и ориентации геостационарного или низкоорбитального (с массой менее 100 кг) космического аппарата, а также маршевых двигателей [1-10].

Созданная авторами работы модель высокочастотного (ВЧ) разряда геликонного типа учитывает влияние внешней цепи, а именно потери мощности в системе согласования, индукторе, потери на возбуждение индукционных токов в установочных фланцах, кожухе двигателя и т.д. На основе разработанной модели получены основные характеристики электрореактивного двигателя малой мощности с ВЧ ионизацией рабочего тела геликонным разрядом.

Работа поддержана Минобрнауки РФ (госзадание № 13.5240.2017/8.9).

Список литературы

1. Khvesyuk V.I., Ryzhkov S.V., Santarius J.F. et al. D 3He field-reversed configuration fusion power plants // Fusion Technology. 2001. V. 39, № 1T. P. 410-413.
2. Ryzhkov S.V. Modeling and engineering applications for weakly turbulent plasma // 35th EPS Conf. on Plasma Physics and Contr. Fusion. 2008. ECA. V. 32D. P1.114.

3. Рыжков С.В. Моделирование теплофизических процессов в магнитном термоядерном двигателе // Тепловые процессы в технике. 2009. № 9. С. 397–400.
4. Кузенов В.В., Рыжков С.В., Фролко П.А., Шумаев В.В. Математическая модель импульсного плазменного двигателя с преионизацией геликонным разрядом // Труды МАИ. 2015. № 82.
5. Кузенов В.В., Рыжков С.В. Отдельные элементы физико-математической модели геликонного разряда // Прикладная физика. 2015. № 2. С. 37-44.
6. Kuzenov V.V., Polozova T.N., Ryzhkov S.V. Numerical simulation of pulsed plasma thruster with a preionization helicon discharge // Problems of Atomic Science and Technology. 2015. V. 98. № 4. P. 49-52.
7. Kuzenov V.V., Frolko P.A. Approximated Model of the Coaxial Pulsed Plasma Thruster // 5th International Workshop on Computer Science and Engineering: Information Processing and Control Engineering, WCSE 2015-IPCE. P. 48-53.
8. Фролко П.А. Одномерные математические модели в задачах магнитно-инерциального синтеза // Молодежный научно-технический вестник. 2015. # 03.
9. Frolko P.A. Plasma Source Based on Helicon Discharge for a Plasma Accelerator // AIP Conference Proceedings. 2016. V. 1771. 070013.
10. Кузенов В.В., Лебо А.И., Лебо И.Г., Рыжков С.В. Физико-математические модели и методы расчета воздействия мощных лазерных и плазменных импульсов на конденсированные и газовые среды. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. 328 с.

АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ, РАБОТАЮЩЕГО НА ИОНИЗИРОВАННЫХ ГАЗАХ ВЕРХНИХ СЛОЕВ АТМОСФЕРЫ

С.В. Гордеев, С.В. Канев, М.О. Суворов, С.А. Хартов
svyatoslavgordeev@mail.ru

НИИ ПМЭ МАИ

Одной из проблем, возникающих при проектировании низкоорбитального космического аппарата (КА), является наличие аэродинамического торможения при полете в верхних слоях атмосферы. Наиболее приемлемым способом решения данной проблемы является применение для компенсации торможения электроракетных двигателей. В докладе исследуется возможность использования в качестве рабочего тела для электроракетного двигателя газы верхних слоев атмосферы, так как это потенциально могло бы снять одно из существенных ограничений срока активного существования КА. В работе представлена методика оценки параметров высокочастотного ионного двигателя (таких как тяга и потребляемая мощность), использующего газы верхних слоёв атмосферы в качестве рабочего тела. Описываемая модель учитывает влияние геометрии КА (с учетом солнечных батарей) на его торможение, энергетические возможности, а также на расход через двигатель. В работе учтено влияние на концентрацию частиц в атмосфере солнечной и геомагнитной активности. Полученные результаты анализа взаимосвязанных характеристик аппарата и двигателя доказывают возможность существования КА с прямоточным высокочастотным ионным двигателем на солнечно-синхронной низкой околоземной орбите высотой около 200 км.

Секция 4

ИССЛЕДОВАНИЕ ИНДУКЦИОННОГО РАЗРЯДА В КАМЕРЕ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ МОЩНОСТИ

В.В. Кожевников, М.О. Суворов, С.А. Хартов
vladimir.k208@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Исследования локальных параметров плазмы лабораторной модели высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД) малой мощности (< 300 Вт) включают в себя диагностику индукционного разряда в разрядной камере (РК) двигателя методом тройного электростатического зонда. ВЧИД ММ с диаметром выходного пучка 80 мм, исследованный в работе, использует в качестве рабочего тела ксенон.

В описываемой методике измерения локальных параметров индукционного разряда тройным электростатическим зондом используется некомпенсированный зонд, состоящий из трёх близкорасположенных коллекторов — цилиндрических зондов Ленгмюра ($d_z \ll l_z$). Одновременное изменение потенциалов на близкорасположенных коллекторах, вызванное высокочастотными колебаниями, позволяет производить измерения без применения дополнительных аппаратных средств компенсации высокочастотных помех, если время измерений достаточно мало.

К измеряемым локальным параметрам относятся: температура электронов T_e и концентрации электронов n_e . В работе измерения производились по осевому срезу ВЧИД ММ, что позволило в результате построить двумерные распределения локальных параметров в РК. Впервые были проведены сравнительные измерения параметров плазменного образования ВЧИД в режиме без извлечения ионного пучка и с извлечением пучка. Также сравнивались режимы с разным уровнем массового расхода рабочего тела. Полученные распределения сравнивались с данными экспериментальных исследований других авторов.

Для управления системой зондовых измерений и регистрации параметров тройного электростатического зонда использовалась программа, созданная в среде графического программирования *LabVIEW*. Обработка собранных данных и визуализация двумерных распределений локальных параметров плазмы индукционного разряда осуществлялась в программе, написанной на языке *Python*.

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ КАТОДА С ИНДУКТИВНЫМ ВЫСОКОЧАСТОТНЫМ РАЗРЯДОМ

П.Е. Смирнов, О.В. Смирнова, С.А. Хартов
paulsmyt93@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Высокий удельный импульс и малый расход рабочего тела ионных двигателей делает их всё более популярной основой двигательной установки современных космических аппаратов, показывая их эффективность в задачах коррекции орбиты, а также исследования Солнечной системы. Кроме того существует много новых идей для более широкого спектра миссий, от точного позиционирования спутника до космических буксиров. Все эти задачи требуют очень длительного ресурса работы ионных двигателей.

Одним из главных ограничивающих ресурс компонентов являются катоды-нейтрализаторы. Ионные двигатели требуют источники электронов для компенсации заряда космического аппарата.

Полые катоды стали наиболее часто используемыми катодами в ионных двигателях, благодаря малому расходу рабочего тела и высокой плотности электронного тока. Большинство современных катодов используют гексаборид лантана или вольфрам с пропиткой ВаО в качестве материала эмиттирующих электроны вставок. Однако, это приводит к строгим требованиям к рабочему телу и обращению с ним. Контактное взаимодействие вставки с малым количеством активных газов приводит к загрязнению её поверхности и выходу её из строя. С другой стороны эмиттирующие вставки должны быть нагреты до 0,6-0,8 температуры плавления внешним нагревателем для эффективной работы, это приводит к испарению материала вставки (снижение ресурса), дополнительным энергозатратам и длительной процедуре запуска катода.

Высокочастотный плазменный катод может оказаться нейтрализатором, менее чувствительным к параметрам работы, а также потенциально обладающим большим ресурсом. В таком устройстве создание и поддержание плазмы достигается благодаря индуктивному высокочастотному разряду. Так же как и в полой катодной плазме, плазменный объём является эмиттером электронов, это позволяет генерировать высокие электронные токи. Квазинейтральность плазмы достигается внутренним электродом, который менее подвержен нагреву и потокам высокоэнергетичных частиц.

Была проведена экспериментальная работа над прототипом разработанного нейтрализатора, оценены первые результаты экспериментов. Были оценены влияние размера сопла, а также размера и материала внутреннего электрода на эмиссию электронов. Генерируемые ВЧ катодом токи достигали 1,7 А на 120 Вт ВЧ мощности. Оценена эффективность таких устройств.

ЗОНДОВЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПЛАЗМЫ В ПУЧКЕ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Смирнова О.В., Хартов С.А.
olgasmirnova0502@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

При испытаниях ионных двигателей в вакуумных камерах очень часто не используются нейтрализаторы заряда струи. Это обусловлено тем, что при заземленных источниках электропитания двигателя нейтрализация струи происходит на поверхностях стенок камеры. Влиянием недокомпенсации заряда на расходимость ионной струи ионов в ходе испытания двигателя обычно пренебрегают. При распространении в вакуумной камере заряд пучка ионов может компенсироваться также за счет эмиссии электронов со стенок камеры. Представляет интерес исследовать этот процесс. Для этого предлагается использовать электростатический зонд.

Зондовый метод был впервые предложен Ирвингом Ленгмюром в 1923 году. Он заключается в измерение тока заряженных частиц на малый заряженный электрод, помещенный в плазму. Вольт-амперная характеристика (ВАХ), зонда позволяет при ее обработке определить локальные параметры плазмы: температуру электронов, концентрацию заряженных частиц и потенциал пространства. При всей своей простоте зондовая методика обладает рядом ограничений, связанных с возмущениями, вносимыми в плазму. В докладе рассмотрены факторы, снижающие точность регистрации параметров плазмы.

Конструкция зонда, использованная в экспериментах, представляет собой проводник — вольфрамовая проволока ($D=0,5$ мм), основная часть которой находится в изоляции в трубке диаметром 3 мм, изготовленной из оксида алюминия Al_2O_3 . Проводник

Секция 4

закреплен в трубке цементом на основе Al_2O_3 . Длина поверхности зонда, контактирующая с плазмой, составляет 3,5 мм.

В ходе эксперимента были получены данные о температуре электронов и потенциале пространства в пучке высокочастотного ионного двигателя с газоразрядной камерой диаметром 100 мм. ВАХ регистрировалась при помощи блока зондовых измерений с генератором пилообразного напряжения и осциллографа, а затем обрабатывалась в программной среде Processing.

КРИОСТАТ ДЛЯ ПОВЕРКИ РАБОЧИХ СРЕДСТВ ИЗМЕРЕНИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ

Р.Ю. Гошля, В.И. Карагусов, В.Л. Юша, И.В. Карагусов
goshliay_roman@mail.ru

Омский государственный технический университет

Ракетные двигатели на жидком водороде обладают самым большим удельным импульсом, поэтому они достаточно часто применяются на космических аппаратах (КА), особенно во вторых и в третьих ступенях КА. Жидкий водород обладает рядом свойств, таких как низкая температура кипения (20,28 К), низкая плотность, высокая теплопроводность, высокая взрывоопасность и др., поэтому для контроля двигателя и топлива необходимы средства измерения параметров. Средства измерения параметров ракетных двигателей КА на водородном топливе должны проходить периодическую поверку в соответствии с нормативными документами.

Для этого был разработан криостат (термостат), позволяющий проводить периодическую поверку средств измерения параметров ракетных двигателей КА на водородном топливе. Термостат это устройство, в котором в рабочем объеме реализуется стабильное во времени изотермическое поле. При поверке контактных термометров в рабочий объем помещаются как поверяемые, так и эталонный термометры. При помощи криостата (термостата) реализуется метод непосредственного сличения.

Криостат состоит из корпуса, представляющего собой цилиндрическую обечайку; многослойной экранно-вакуумной изоляции; измерительной ячейки; коммуникаций; вакуумного порта; линии сброса; электрических разъёмов; линии подачи жидкого хладагента; вакуумного порта; крышки. Вторичные измерительные приборы подключаются к криостату через разъёмы. Пары водорода отводятся из криостата через линию сброса водорода. Измерительная ячейка состоит из линии подачи жидкого хладагента; поверяемых датчиков; линии сброса; корпуса ячейки; линии вакуумирования паров; эталонного датчика; уровнемера; нагревателя; датчика температуры; регулирующего клапана.

Поверяемые датчики во время измерений находятся в среде жидкого водорода и имеют одинаковую температуру с эталонным датчиком.

Исследования времени выхода на режим и нестабильности температуры в объеме измерительной ячейки проводились с использованием азота, в виду его доступности и безопасности.

Данные полученные во время измерения нестабильности температуры были подвергнуты статистической обработке в среде электронных таблиц Microsoft Excel. После обработки была получена величина нестабильности температуры в криостате $\pm 0,018^\circ\text{C}$ (при минус $194,4^\circ\text{C}$).

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ,
НАПРАВЛЕННЫХ К ПОВЕРХНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Коршунова М.Р.

mayya_korshunova_95@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Поставлена и рассмотрена задача математического моделирования теплофизических процессов [1-9] в летательных аппаратах (ЛА), а также вблизи их поверхности. Принимается, что потери внутренней энергии элементом ЛА осуществляется только за счет теплового излучения. Элемент выполнен из вольфрама и жестко заделан, аэротермофизические значения соответствуют гиперзвуковому режиму течения газа. Приведено распределение температуры газа вдоль поверхности цилиндра, затупленного по сфере, а также результаты расчетов, выполненных с помощью численной методики [10, 11] для рассматриваемого элемента ЛА.

Работа поддержана Минобрнауки РФ (госзадание № 13.5240.2017/8.9).

Список литературы

1. Рыжков С.В. Моделирование теплофизических процессов в магнитном термоядерном двигателе // Тепловые процессы в технике. 2009. № 9. С. 397–400.
2. Кузенов В.В., Рыжков С.В., Фролко П.А., Шумаев В.В. Математическая модель импульсного плазменного двигателя с преионизацией геликонным разрядом // Труды МАИ. 2015. № 82.
3. Коршунова М.Р. Анализ теплофизических свойств плазмы на основе модели Томаса–Ферми // Молодежный научно-технический вестник. 2016. # 06.
4. Фролко П.А., Шумаев В.В. Газодинамические аспекты процессов взаимодействия интенсивного лазерного излучения с плазмой энергетических установок // Тепловые процессы в технике. 2016. Т. 8. № 4. С. 161-166.
5. Шумаев В.В. Расчет термодинамических функций плазмы алюминия для энергетических систем с высокой плотностью энергии // Ядерная физика и инжиниринг. 2015. Т. 6, № 5-6. С. 309–314.
6. Kuzenov V.V., Polozova T.N., Ryzhkov S.V. Numerical simulation of pulsed plasma thruster with a preionization helicon discharge // Problems of Atomic Science and Technology. 2015. V. 98. № 4. P. 49-52.
7. Kuzenov V. V., Ryzhkov S. V., Shumaev V. V. Application of Thomas-Fermi model to evaluation of thermodynamic properties of magnetized plasma // Problems of Atomic Science and Technology. 2015. No. 1 (95). P. 97-99.
8. Frolko P.A. Plasma Source Based on Helicon Discharge for a Plasma Accelerator // AIP Conference Proceedings. 2016. V. 1771. 070013.
9. Kuzenov V. V., Ryzhkov S. V., Shumaev V. V. Numerical thermodynamic analysis of alloys for plasma electronics and advanced technologies // Problems of Atomic Science and Technology. 2015. No. 4 (98). P. 53-56.
10. Кузенов В.В., Лебо А.И., Лебо И.Г., Рыжков С.В. Физико-математические модели и методы расчета воздействия мощных лазерных и плазменных импульсов на конденсированные и газовые среды. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. 328 с.
11. Котов М.А., Кузенов В.В. Численное моделирование обтекания поверхностей перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. "Машиностроение". 2012. № 3. С. 17-30.

Секция 4

ВКЛАД «НПП «КВАНТ» В СТАНОВЛЕНИЕ И РАЗВИТИЕ АВТОНОМНОЙ ЭНЕРГЕТИКИ В РОССИИ И МИРЕ

А.В. Яковлев, С.Б. Путин, М.Б. Каган, М.М. Полунеев, А.А. Лебедев
info@npp-kvant.ru

АО «НПП «Квант»

Вопрос энергообеспечения изделий ракетно-космической и специальной техники (РК и СТ) всегда остро стоял перед конструкторами. Тип и конструкция систем энергообеспечения находится в тесной взаимосвязи с назначением изделия, его характеристиками. Зачастую, обеспечение заданных тактико-технических характеристик изделия требует разработки абсолютно новых энергосистем и их элементов, характеристики которых (энергетические, удельные, габаритные, эксплуатационные) превосходят характеристики всех существующих. В связи с чем, разработка и изготовление таких систем требует тесной и скоординированной работы учёных различных областей науки, технологов и конструкторов.

В нашей стране ведущим предприятием в области разработки и производства автономных энергосистем, построенных на принципах прямого безмашинного преобразования химической, солнечной, тепловой и др. видов энергии, для изделий РК и СТ различного назначения (от торпед, зенитных комплексов и ракетоносителей до искусственных спутников (ИС) Земли, орбитальных станций и систем энергоснабжения скафандров космонавтов), а также др. специальной техники (подводные лодки, газо- и нефтепроводы, медицинская техника, электромобили и т.д.) стало «Научно-производственное предприятие «Квант». Это во многом является заслугой бессменного на протяжении почти 40 лет (1950-86 гг.) руководителя предприятия д.т.н., профессора, чл.-корр. АН СССР Н.С. Лидоренко, 100-летие со дня рождения которого отмечалось в 2016 г.

С самого начала освоения космоса предприятие было подключено к этой программе: разработаны и изготовлены энергосистемы королёвской ракеты Р-2 (1950 г.), а в последствие, Р-5 и её ядерного заряда, Р-7 и её полезной нагрузки – первого ИС Земли. Уже на третьем ИС (1958 г.), фактически одновременно с США, наряду с химическим источником были установлены солнечные батареи (СБ) собственной разработки предприятия, а позже (в 1967 г) на аппаратах Венера-4 и аппаратах серии Луноход впервые в мире применены арсенид галлиевые СБ, ставшие впоследствии надёжным и безальтернативным первичным источником систем энергоснабжения почти всех космических аппаратов. И сегодня предприятие активно продолжает работы по целому ряду направлений, таких как специальные химические и физические источники энергии для различных изделий РК и СТ.

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ АО «НПП «КВАНТ»

С.Б. Путин, А.В. Яковлев, М.Б. Каган, М.М. Полунеев, А.А. Лебедев
info@npp-kvant.ru

АО «НПП «Квант»

В 2019 году будет отмечаться 100-летие АО «НПП «Квант». За этот значительный период специалистами предприятия решались самые различные задачи по разработке и изготовлению элементов и целых систем прямого безмашинного преобразования хи-

мической, солнечной, тепловой энергии в электрическую изделий разного типа. Большинство разработок соответствовали или превосходили мировой уровень.

Сегодня основными направлениями деятельности предприятия являются химические и солнечные автономные источники энергии в основном для космических аппаратов и ракетной и др. специальной техники. Так, на базе научно-технического потенциала технологической лаборатории, созданной в 2006 г., сейчас реализуется масштабный проект создания производства современных фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) на основе соединений AlInV с производительностью 240 м²/год. Заявленный объем производства должен обеспечить потребности российских производителей космических аппаратов (КА) в современных ФЭП и солнечных батареях (СБ). Деятельность лаборатории направлена на получения новых перспективных ФЭП и отработки технологии их изготовления, также продолжается работа специалистов по проектированию и изготовлению СБ различных заказчиков (КА связи, геодезии, планетоходы и др.). К сожалению, общий кризис 90-х гг. серьёзно отразился на отечественной промышленности, в частности, производителях оборудования и особо чистых материалов для полупроводниковой промышленности, что создает определённые сложности и вынуждает проводить планомерную работу по импортозамещению.

Также в связи с увеличением интереса к альтернативным источникам энергии в нашей стране на предприятии возобновляются работы по наращиванию изготовления ФЭП и СБ для наземного использования. Реализуется проект переоснащения производства и производственной инфраструктуры, что должно способствовать оптимизации и рационализации производства. Ведутся работы по увеличению тактико-технических характеристик химических источников энергии различного назначения за счет применения новых материалов и конструкций, например, титаната лития для литий-ионных батарей.

Проводимые и планируемые работы совпадают с общим направлением расширения применения альтернативных источников энергии и наращивания научно-технического потенциала в этой области знаний.

КОСМИЧЕСКАЯ ФОТОЭНЕРГЕТИКА: СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ

М.Б. Каган, С.В. Пушко, А.А. Лебедев
info@npp-kvant.ru

АО «НПП «Квант»

Успешное применение в 1958 г. на третьем искусственном спутнике Земли в качестве первичного источника энергии солнечных батарей (СБ), разработанных специалистами «НПП «Квант» (ранее ВНИИТ), послужило началом отечественной космической фотоэнергетики.

С развитием техники, с одной стороны совершенствовались конструкции фотопреобразователей (ФЭП), СБ и технологии их создания, а с другой, значительно возросло энергопотребление космических аппаратов (КА) и, соответственно, требования к их энергетической системе. Так, помимо кремниевых ФЭП благодаря лучшей радиационной стойкости, а значит большему сроку активного существования (15 лет против 10 для кремниевых ФЭП) и большему рабочему температурному интервалу (до 150°С) стали применяться (с 1967 г.) ФЭП на основе арсенида галлия (соединения АЗВ5). Последующий переход на каскадные структуры, наиболее полно преобразующие солнечный спектр значительно повысил КПД (с 10–15 % до 25 %).

Секция 4

Сегодня для СБ КА широко применяются трехкаскадные ФЭП на основе соединений АЗВ5 площадью около 30 см², КПД 25–30 % и удельной мощностью 340–370 Вт/м², 350 Вт/кг. ФЭП имеют в своей полупроводниковой структуре туннельные диоды, брэгговские отражатели и др. Для токосбора служит слоистая контактная структура. Поверхность ФЭП покрывается защитным просветляющим покрытием (АОП). Дальнейшие работы ведутся по нескольким направлениям: оптимизации существующей структуры (как полупроводниковой, так и контактной, АОП, типоразмера ФП), увеличению КПД преобразования спектра за счет применения 4-х и 6-ти каскадных структур (КПД до 40%), улучшению удельных характеристик (свыше 380 Вт/кг) за счет утонения, замены или полного удаления подложки, работы над преобразованием концентрированного излучения и др. Во многом эти работы осложнены вопросами технологического характера (точностью, производительностью оборудования; наличие исходных материалов требуемой чистоты и др.).

Вместе с этим важным является совершенствование сборочных процессов – пайки, сварки, приклейки защитного стекла, и конечно, совершенствование каркасов СБ. Так переход от сетчатых к струнным и сотовым каркасам на основе композитных материалов позволяет значительно снизить массу СБ как за счет массы каркаса, так и за счет возможности применения более тонких, облегченных ФЭП.

СОВРЕМЕННЫЕ ПРОЕКТЫ ЭНЕРГОСИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ СБ В КАЧЕСТВЕ ПЕРВИЧНОГО ИСТОЧНИКА ЭНЕРГИИ

С.В. Пушко, М.Б. Каган
info@npp-kvant.ru

АО «НПП «Квант»

В докладе рассмотрены основные проблемы, определяющие успешное применение солнечных батарей (СБ) для энергосистем космических аппаратов (КА) на сегодня и на длительную перспективу.

Определены требования к СБ КА различного назначения от малых и микро низкоорбитальных КА до крупных околоземных электростанций. С учетом особенностей орбиты, необходимого срока активного существования (САС), представлены требуемые в каждом случае характеристики таких СБ по площади и мощности.

Рассмотрено современное состояние элементной базы космической фотоэнергетики, основу которой на сегодня составляют многокомпонентные полупроводниковые гетероструктуры. Рассмотрены технологические аспекты получения подобных структур с учетом требований увеличения числа слоев до 6-ти и более для получения начального КПД фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) до 40 % против сегодняшних 30 %, достигнутых в массовом производстве.

Рассмотрено влияние факторов космического пространства на начальные характеристики СБ (температура, радиация, микрометеориты, СВА и т.д.), причем особое внимание уделено выбору модели ФЭП с максимальной устойчивостью к радиации, особенно для КА, действующих на высокоэллиптической орбите (ВЭО) и геостационарной орбите (ГСО).

Рассмотрены результаты, полученные в ходе работ по многокаскадным ФЭП в АО «НПП «Квант» в частности, проблема существенного повышения удельной энергомассовой характеристики СБ при минимальной толщине ФЭП. Суммированы ожидаемые

удельные характеристики СБ ($\text{Вт}/\text{м}^2$, $\text{Вт}/\text{кг}$) и на этой основе дан прогноз развития их применения на КА с САС 15 лет и более в перспективе.

МОДЕЛИРОВАНИЕ И УЧЕТ ФАКТОРОВ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ СБ С САС 15 ЛЕТ И БОЛЕЕ

Г.М. Григорьева, А.Ф. Милованов
Otd_8metr@npp-kvant.ru

АО «НПП «Квант»

Опыт эксплуатации солнечных батарей (СБ) на спутниках показал, что в космическом пространстве существуют факторы, приводящие к снижению их мощности, и основными являются воздействие термоциклирования и потоков корпускулярной радиации. Для моделирования потерь мощности от термоциклирования эффективным оказывается стохастический подход, в то время как воздействие потоков корпускулярной радиации можно считать процессом детерминированным.

В основе методики расчета потерь мощности от термоциклирования лежит понятие внезапного отказа комплектующих СБ, характеризуемого интенсивностью отказа. В соответствии с электрической схемой СБ определяется плотность распределения вероятности отказа стрингов, позволяющая для различных условий эксплуатации СБ определить необходимый запас мощности на термоциклирование.

В методике расчета потерь мощности СБ от потоков корпускулярной радиации определяется степень деградации эксплуатационных параметров фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), которая зависит от конкретной орбиты, длительности эксплуатации, типа ФЭП.

Повышение требований к бортовым системам электропитания космических аппаратов привело к необходимости создания солнечных батарей, обладающих улучшенными энергетическими и эксплуатационными характеристиками и увеличению ресурса работы и, как следствие, практически полному переходу от эксплуатации на радиационно-опасных орбитах кремниевых БС к БС, собранных из многопереходных ФП на основе арсенида галлия и родственных ему соединений AlInBV .

Внедрение в практику эксплуатации СБ таких ФЭП обеспечило их значительное преимущество на радиационно-опасных орбитах. Согласно оценке, преимущество таких ФЭП на высокоэллиптических орбитах, перед кремниевыми, оценивается, как вдвое, за 10-ти летний период эксплуатации. Учитывая более высокие исходные значения начальной генерации мощности трехпереходных ФЭП, их преимущество возрастает в еще большей степени. Дальнейшее увеличение радиационной стойкости, а, значит, и ресурса работы в космосе, напрямую связано с усовершенствованием и усложнением структуры трехпереходных ФЭП. Так, введение в объем таких ФЭП брэгговских отражателей на практике приводит к увеличению радиационной стойкости и длительности эксплуатации в условиях космической радиации. Для КА со сроком активного существования ~ 15 лет и более потери мощности от радиации могут быть понижены до $\sim 10-11\%$.

Секция 4

МЕТОДЫ УЛУЧШЕНИЯ РАДИАЦИОННОЙ СТОЙКОСТИ МНОГОКАСКАДНЫХ ФЭП

**Е.В. Слыщенко, Г.М. Григорьева, А.А. Лебедев, М.А. Генали, А.М. Леднев,
Б.В. Жалнин, С.А. Цыникин
Otdel_17@npp-kvant.ru**

АО «НПП «Квант»

Солнечные батареи (СБ) в целом, и формирующие их генерирующую часть фотоэлектрические преобразователи (ФЭП) – одни из немногих приборов на борту космических аппаратов (КА), практически напрямую контактирующие с открытым космосом и непосредственно подверженные воздействию всех факторов космического пространства. Одним из критичных факторов, значительно влияющих на рабочие параметры СБ и срок активного существования КА, является космическая радиация.

Среди существующих путей улучшения радиационной стабильности фотогенерирующей части СБ – защитные покрытия, как непреременный фактор защиты, а также применение более стойких к радиационному воздействию полупроводниковых структур ФЭП. Как известно, почти повсеместный переход от использования в СБ для космоса кремниевых ФЭП к современным каскадным ФЭП на основе материалов AlInBV привел к значительному увеличению срока службы СБ на радиационно опасных орбитах, однако, и их структура подвержена радиационной деградации и требует дальнейшего совершенствования.

Как показали многочисленные эксперименты, наиболее восприимчивым в структуре каскадных ФЭП является сравнительно толстый (≥ 2 мкм) слой InGaAs базы среднего каскада: в результате радиационного воздействия увеличивается доля носителей, рекомбинирующих на радиационных дефектах и не достигающих области разделения заряда. Однако внедрение в структуру ФЭП распределенного брегговского отражателя (РБО) позволит уменьшить толщину базы среднего каскада и снизить его зависимость от радиационного воздействия без уменьшения плотности генерируемого тока.

Были проведены обширные работы по анализу и расчету оптимального состава слоёв РБО, толщин слоев и количества периодов РБО. Применено специальное программное обеспечение (ПО) для расчета оптических слоев. По результатам расчетно-экспериментальной работы дополнительно разработано специальное ПО (в рамках программы «УМНИК»), предназначенное для расчета оптимальных параметров РБО и учитывающее особенности поглощения в трехкаскадных ФЭП. Созданы экспериментальные образцы РБО и ФЭП со встроенным РБО. Полученные результаты применены также для создания экспериментальных образцов в работах по достижению высокой однородности эпитаксиального роста.

ДОСТИЖЕНИЕ ВЫСОКОЙ ОДНОРОДНОСТИ ЭПИТАКСИАЛЬНОГО РОСТА ГЕНЕРИРУЮЩИХ СЛОЕВ ФЭП НА УСТАНОВКЕ МОСГФЭ ПРОМЫШЛЕННОГО ТИПА

А.А. Лебедев, Б.В. Жалнин, А.А. Наумова, А.М. Леднев А.А. Смирнов,
С.А. Цыникин, Д.А. Гуляева
Otdel_17@npp-kvant.ru

АО «НПП «Квант»

Высокие выходные характеристики современных каскадных фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) на основе соединений AIII BV, являющихся в составе солнечных батарей основным первичным источником энергии космических аппаратов, во многом обеспечиваются работами по эпитаксиальному росту полупроводниковой (п/п) генерирующей структуры этих приборов. Для достижения требуемых свойств многослойной гетероструктуры ФЭП, заложенных на стадии ее разработки и проектирования, необходима тонкая точная настройка машины эпитаксиального роста из металлоорганических и гидридных источников (МОСГФЭ) промышленного типа. Эти работы обусловлены совокупностью особенностей п/п композиции ФЭП по сравнению с другими п/п приборами, структура которых создается тем же методом – большая рабочая площадь прибора (около 30 см²) и сложная многослойная гетероструктура, формируемая из многокомпонентных соединений вида $A_x B_{1-x} C$ ($In_x Ga_{1-x} P$, $In_x Ga_{1-x} As$, $Al_x Ga_{1-x} As$ и др.).

Работы по достижению требуемой высокой однородности проводятся в несколько этапов: достижение требуемого состава (параметра решетки и ширины запрещенной зоны) каждого из используемых многокомпонентных соединений, достижение требуемой скорости роста (толщины) каждого из слоёв и её однородность во всей ростовой камере машины МОСГФЭ, достижение требуемого уровня прецизионного легирования (концентрации основных носителей заряда) и однородности этого параметра на всех образцах одной загрузки. В виду особенностей исследовательских и измерительных методов все эти этапы требуют проектирования и изготовления специальных образцов.

В ходе работ разработана и апробирована методика, оригинальные алгоритмы; создано специальное программное обеспечение (в рамках программы «УМНИК») для расчета структуры образцов, комплексной обработки и визуализации экспериментальных данных; проведено построение виртуальной модели ростовой камеры машины МОСГФЭ и моделирование процессов; созданы исследованы более 100 образцов, достигнута высокая однородность эпитаксиального роста слоёв нижнего (Ge) и среднего ($InGaAs$) каскадов, а также проводятся работы со слоями верхнего каскада ($InGaP$).

Секция 4

ОРИГИНАЛЬНЫЕ КОНСТРУКЦИИ МНОГОКАСКАДНЫХ ФЭП РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

А.А. Наумова, М.А. Генали, Е.В. Слыщенко, Н.Т. Вагапова, С.К. Шаров, А.М. Леднев, А.А. Лебедев, Б.В. Жалнин
Otdel_17@npp-kvant.ru

АО «НПП «Квант»

Наиболее высокими выходными характеристиками и значительными перспективами по их повышению в настоящее время обладают каскадные фотоэлектрические преобразователи (ФЭП) на основе соединений $AlIII/V$. Технология создания ФЭП включает четыре принципиальных стадии – подготовка материалов и заготовок (подложек) требуемого качества (чистоты); эпитаксиальный рост генерирующей каскадной полупроводниковой структуры; постростовые процессы: создание токосборной контактной структуры, формирование габаритных параметров, создание просветляющего защитного покрытия и др.; измерение характеристик, сортировка. Расчетно-экспериментальная работа по всем этим стадиям позволяет, как оптимизировать существующую структуру, так и разработать новые оригинальные конструкции ФЭП.

Проведенная оптимизация контактной сетки, заключающаяся в снижении внутренних омических потерь, а именно, поиске баланса между величинами, непосредственно связанными с геометрией контактной сетки, такими как затенение контактной сеткой генерирующей поверхности структуры и сопротивление ФЭП (построение расчетной модели), позволяет оптимизировать сетку для ФЭП различного размера и назначения (например, преобразование концентрированного излучения).

Работы по просветляющему покрытию (моделирование и оптимизация под структуру трехкаскадного ФЭП просветляющего покрытия на основе Ta_2O_5/SiO_2 и Al_2O_3/TiO_2 с учетом вышележащих защитных слоев) за счет снижения оптических потерь на отражение, позволяют увеличить ток короткого замыкания в среднем с 370 на 470 мА и КПД с 21 на 28 %.

Оптимизация габаритного размера ФЭП проводится для увеличения вырабатываемой мощности и удобства компоновки солнечных батарей (СБ): разработан ФЭП увеличенного размера, для сокращения коммутации в СБ, количества сборочных процессов и т.д.; созданы ФЭП меньшего размера для преобразования концентрированного солнечного излучения (до 100 крат) для снижения расхода дорогостоящих полупроводниковых структур с увеличением выходных характеристик.

Сокращение негенерирующей части полупроводниковой структуры ФЭП для улучшения удельных характеристик; изучение механических свойств ФЭП и др., как и ранее описанные работы требуют также глубокой проработки технологического плана, в том числе, по части сборки СБ.

ОПТИМИЗАЦИЯ ЭНЕРГОМАССОВЫХ И МЕХАНИЧЕСКИХ (УПРУГИХ) ХАРАКТЕРИСТИК ФЭП

Н.Т. Вагапова, Е.В. Слыщенко, А.М. Леднев, А.А. Лебедев, Б.В. Жалнин
Otdel_17@npp-kvant.ru

АО «НПП «Квант»

Для энергосистем, применяемых на космических аппаратах, помимо энергетических, крайне важны удельные характеристики. Современные каскадные фотоэлек-

трические преобразователи (ФЭП) на основе соединений $AIIBV$, составляющие генерирующую часть большинства космических солнечных батарей (СБ) имеют высокие энергетические (КПД 25–30 %), удельные (340–370 Вт/м², 350 Вт/кг) характеристики и вместе с тем имеют потенциал по их дальнейшему повышению. Существует несколько направлений повышения удельных характеристик ФЭП и все они в основном связаны с минимизацией самого толстого слоя структуры – подложки германия ($h_{\text{подложки}} = 150$ мкм, $h_{\text{эпи-структуры}} = 6$ мкм): полное удаление подложки; замена подложки на более легкую; сокращение толщины полупроводниковой подложки до определённого уровня для сохранения требуемых механических и электрических характеристик. Подложка входит в генерирующую структуру, составляя нижний каскад, поэтому первые два направления сопряжены с целым рядом вопросов как по изменению полупроводниковой структуры и ее эпитаксиальному росту, так и по изменению всей технологии изготовления ФЭП и сборки СБ, ввиду повышенной хрупкости таких приборов. Третье же направление позволяет избежать столь серьезных изменений существующей технологии, а значит наиболее реализуемо.

В ходе работы по третьему направлению проведен ряд расчетно-экспериментальных исследований по определению пределов снижения толщины подложки, механическим свойствам ФЭП, способам травления, режимам травления, выбору оптимальной технологической стадии для проведения травления разной глубины, оптимизации технологии и т.д. В результате получены ФЭП ($S_{\text{ФЭП}} = 27,5$ см²) с уменьшенной массой приблизительно на 0,4 г (2–2,3 г, против 1,65–1,9 г для $h_{\text{подложки}} \approx 100$ мкм) и сохранением КПД на уровне 27,6 %, что позволяет достичь характеристик более 370 Вт/кг. Также получены образцы ФЭП толщиной 70–80 мкм и с полностью удаленной подложкой.

Установлено, что использование в конструкции СБ тонких и сверхтонких ФЭП, несмотря на наличие защитного стекла, воспринимающего механические нагрузки, требует повышенной культуры сборки таких ФЭП в СБ и применения новых конструкций каркасов СБ, которые, имея низкие значения массы в тоже время способны обеспечить механическую прочность СБ.

ОСОБЕННОСТИ СБОРЧНЫХ ПРОЦЕССОВ СОВРЕМЕННЫХ АРСЕНИД-ГАЛЛИЕВЫХ И КРЕМНИЕВЫХ ФОТОПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ

В.А. Быков
otd_krfep@npp-kvant.ru

АО «НПП «Квант»

Сборочный процесс представляет собой создание защитных слоев на поверхностях фотопреобразователя (ФЭП) при изготовлении солнечных батарей (СБ) космического назначения. Создаваемые на лицевой и тыльной поверхностях защитные слои должны обеспечивать не только устойчивость ФЭП к воздействиям космического пространства (радиация, микрометеориты и т.д.), но и обеспечивать сохранение выходных электрических характеристик ФЭП. При этом технология создания защитных слоев должна отвечать современным требованиям по высокой производительности, минимальной стоимости процесса и потерям при проведении операций. Для решения этих задач необходимо исследовать характер химических и физических взаимодействий всех пар материалов входящих в состав защитной конструкции.

Основным защитным элементом ФЭП является стеклянная пластина толщиной 100–200 мкм, которая приклеивается к ФЭП с лицевой и тыльной поверхности (либо только с лицевой поверхности при создании СБ на сотовой подложке). В качестве прозрачного адгезива традиционно применяются компаунды на основе кремнеоргани-

Секция 4

ческих жидких полимеров СИЭЛ и СКНТФ. В ходе данной работы рассмотрены особенности механизмов отверждения компаундов и их взаимодействия с сопряжёнными материалами. Проведена оценка влияния свободной энергии поверхности (СЭП) на прочность адгезии образующегося соединения между стеклянной пластиной и поверхностью ФЭП. СЭП всех материалов определяли методом тензиометрии на приборе DCA 25 KRUSS. Адгезионная прочность соединений измерялась путём разрыва соединений с помощью специальной оснастки на установке ИНСТРОН.

Для улучшения адгезивных свойств полимеров в качестве дополнительного слоя использовался лак 139–240. Результаты измерений показали, что нанесение лака на образцы СКНТФ/стекло значительно повышает адгезионную прочность, в то время как для образцов СИЭЛ/лак/стекло это свойство ухудшается. Полученные результаты хорошо согласуются с кривыми СЭП стекла с лаком 139–240, стекла без лака, СКНТФ и СИЭЛ. Применение данного подхода к выбору материалов позволило оптимизировать защитные слои для достижения максимальной их совместимости и получения максимальной адгезионной прочности при сохранении выходных электрических характеристик ФЭП.

ХИМИЧЕСКИЕ ИСТОЧНИКИ ТОКА ДЛЯ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КА И РН

Д.А. Калитеевский, Д.М. Новожилов, Д.В. Козлов
otd_sertsin@npp-kvant.ru

АО «НПП «Квант»

На протяжении десятилетий химические источники тока, в основе которых использована серебряно-цинковая электрохимическая система, обеспечивают электропитание систем космических аппаратов (КА) и ракетносителей (РН). Высокая удельная энергия, простота эксплуатации и обслуживания, возможность разрядов огромными токами, проведения глубоких разрядов и перезарядов, низкая величина саморазряда позволяют использовать аккумуляторы и аккумуляторные батареи данного типа для решения любых задач, где требуется повышенная надежность и безопасность в сочетании с высокими удельными характеристиками.

Актуальной задачей для серебряно-цинковой электрохимической системы в настоящее время является увеличение сроков сохранности аккумуляторов после заполнения их электролитом, а также разработка новых сепарационных материалов, не затрудняющих ионный обмен, но при этом стойких к воздействию щелочи и препятствующих оползанию активной массы и возникновению цинковых дендритов, приводящих к появлению внутренних коротких замыканий. Самым надежным сепаратором для данного типа аккумуляторов является гидратцеллюлозная пленка, получаемая из тригомогенного триацетата целлюлозы реакцией омыления.

Для уменьшения электрохимической коррозии цинковых электродов, уменьшения значения и длительности пиков перенапряжения при заряде аккумуляторов, увеличения срока службы, стабилизации щелочного цинкатоного раствора разрабатывают и применяют добавки для электролита, которым служит раствор едкого кали, и для активной анодной массы цинкового электрода. Одним из путей сохранения ресурса аккумуляторов является также использование при электролизе асимметричных переменных токов оптимальной формы, предотвращающих образование дендритов цинка за счет более равномерного осаждения цинка при заряде.

Вследствие высокой стоимости материалов для изготовления данного типа аккумуляторов, а также относительно невысокого количества зарядно-разрядных циклов, серебряно-цинковая электрохимическая система не используется в гражданских целях.

ЛИТИЙ-ИОННЫЕ НАНОТИТАНАТНЫЕ АККУМУЛЯТОРЫ И АККУМУЛЯТОРНЫЕ БАТАРЕИ

В.П. Кассюра, Д.А. Калитеевский
otd_sertsin@npp-kvant.ru

АО «НПП «Квант»

В настоящее время, литий-ионные химические источники тока являются самой распространенной и энергоёмкой электрохимической системой массового использования. Преимущества литий-ионных и литий-полимерных источников тока очевидны: высочайшие удельные характеристики, тысячи зарядно-разрядных циклов и крайне низкий саморазряд. В классических вариантах таких аккумуляторов в качестве катодных материалов используются литированные оксиды кобальта или никеля, либо литий-марганцевые шпинели, анодным служит графит.

Разработан принципиально новый литий-ионный нанотитанатный аккумулятор, в основе которого в качестве анодного материала используется титанат лития $\text{Li}_4\text{Ti}_5\text{O}_{12}$.

Помимо стандартных для литий-ионных источников тока высоких сроков службы и количества циклов, данный тип аккумулятора заряжается и разряжается при низких (до минус 40 °С) температурах с одинаковой эффективностью, позволяя снимать требуемую электрическую емкость.

Максимальные разрядные токи в нормальных условиях могут достигать значений 5-10С, а импульсные – более 20С, что не характерно для традиционных литий-ионных аккумуляторов. Недостатком литий-ионной титанатной системы является более низкое значение удельной энергии из-за пониженного рабочего напряжения (2,4 В против 3,2-3,7 В), которое, с другой стороны, обеспечивает более высокую пожаробезопасность и возможность использования таких батарей, в некоторых случаях, без обязательных для литий-ионных батарей дополнительных систем контроля и управления (СКУ).

Рассматриваются несколько сфер применения литий-ионных титанатных батарей в объектах РКТ, в том числе, в ракетах-носителях и низкоорбитальных спутниках. В обеспечивающих и обслуживающих комплексах наземной инфраструктуры стартовых площадок и космодромов, эта система перспективна для применения взамен практически любых используемых аккумуляторов и батарей, благодаря реальной безуходности и намного более высокого жизненного ресурса (циклируемости) в экстремальных эксплуатационных условиях. Это даёт экономический эффект и удобство в эксплуатации.

Перспективно также применение в объектах ВВТ в специальных условиях, критичных для других типов литий-ионных аккумуляторных батарей.

Секция 5



ПРИКЛАДНАЯ НЕБЕСНАЯ МЕХАНИКА И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ

НОВЫЕ РУССКИЕ КНИГИ ПО АСТРОДИНАМИКЕ КАК ВКЛАД К 130-ЛЕТНЕМУ ЮБИЛЕЮ Ф.А. ЦАНДЕРА (1887-1933)

Е.Н. Поляхова, А.А. Тихонов
pol@astro.spbu.ru, a.tikhonov@spbu.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

Предложен краткий библиографический обзор новых книг на русском языке по астродинамике, которые были опубликованы в период с 2000 по 2017 годы и могут рассматриваться как вклад в память Ф.А. Цандера и его научное наследие в области космических наук. Представленные в докладе книги подразделяются на 4 категории: 1) новые переводы, 2) учебные пособия, 3) книги, посвященные гелиоцентрическим межпланетным и межорбитальным перелетам, 4) книги, посвященные электродинамике и магнетизму в космосе. Приведены примеры развития идей Ф.А. Цандера в области беспилотных межпланетных перелетов.

МЕТОД ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ ПРИСТРЕЛКИ В ЗАДАЧАХ МЕХАНИКИ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

М.Г. Ширококов shmaxg@gmail.com

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Доклад посвящен одному из самых эффективных и робастных численных методов решения краевых задач, активно применяющемуся в различных задачах механики космического полета – методу параллельной пристрелки (стрельбы).

В докладе описываются различные модификации метода, а также приводятся примеры его использования в задачах построения орбит и оптимизации траекторий перелета. В частности, продемонстрировано использование метода на примере построения орбит вокруг коллинеарных точек либрации, приводятся примеры адаптации траекторий перелета, полученных в рамках простых моделей движения, к эфемеридной модели движения тел Солнечной системы.

Исследование поддержано грантом РФФИ № 14-11-00621.

ПОСТРОЕНИЕ ТРАЕКТОРИИ ВОЗВРАТА К ЗЕМЛЕ С ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЛУНЫ С УЧЕТОМ ПАРАМЕТРОВ ВХОДА В АТМОСФЕРУ

Н.М. Гаврикова

ng062974@gmail.com

МГУ им. М.В. Ломоносова, ФГУП МОКБ «Марс»

Для успешной реализации лунной экспедиции (например, «Луна-Грунт») необходимо учитывать возможное возникновение нештатных ситуаций. Подобные ситуации могут повлечь за собой отклонение ориентации окололунной орбиты ожидания от номинальной. Для того, чтобы космический аппарат мог безопасно вернуться на Землю при экстренном прерывании миссии, должен быть построен алгоритм расчета траектории возврата к Земле с любой орбиты ожидания, обеспечивающий минимальные затраты топлива.

При построении траектории возврата к Земле с окололунной орбиты необходимо учитывать нецентральность гравитационных полей, ограничения на скорость и на угол входа в атмосферу Земли, влияние Солнца, ограничение тяги двигателя при выполнении маневров.

При решении подобных задач расход топлива является одним из основных критериев оценки допустимости траектории возврата. В рассматриваемой задаче снижение расхода топлива и суммарной характеристической скорости считаются эквивалентными, а манёвры - импульсными.

При удачно выбранной ориентации окололунной орбиты для перелета с минимальными затратами характеристической скорости достаточно использовать один импульсный маневр. В случае, если рассматривается задача возврата с орбиты искусственного спутника Луны произвольной ориентации, использование трехимпульсной схемы маневрирования приводит зачастую к меньшим затратам. На текущее время исследована задача построения траектории с использованием многоимпульсной схемы маневрирования до момента достижения условного перицентра в рамках задачи трех тел (Земля – Луна – КА) с учетом нецентральности гравитационных полей.

В работе рассматривается алгоритм построения траектории возврата с использованием многоимпульсной схемы маневрирования с учетом притяжения Солнца и ограничений на параметры входа в атмосферу. Приведены результаты численного моделирования.

ПОСТРОЕНИЕ ОПОРНЫХ ОТНОСИТЕЛЬНЫХ ОРБИТ ДЛЯ ТЕТРАЭДРАЛЬНОЙ КОНФИГУРАЦИИ СПУТНИКОВ

Я.В. Маштаков, С.А. Шестаков

shestakov.sa@gmail.com

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Рассматривается задача построения опорных относительных орбит четырех близко летящих спутников. В процессе движения относительное расстояние между спутниками, а вместе с ними форма и размер тетраэдра, формируемого четвёркой, изменяются. Подобная эволюция тетраэдра может мешать реализации миссии, поэтому при планировании естественным образом возникает несколько подзадач. Одной из них как раз и является задача поиска опорных относительных орбит спутников, при движении по которым, по крайней мере, в рамках линейной модели относительного

Секция 5

движения, образованный спутниками тетраэдр сохраняет свои форму и размер согласно введённому критерию.

Поиск опорных орбит ведётся в линеаризованной постановке в предположении близких орбит спутников группы. Затем вводятся функции, отражающие изменение размеров и формы тетраэдра, и ведётся поиск начальных данных, сохраняющих конфигурацию. Далее приводятся примеры конкретных орбит и сравнение поведения конфигураций в линеаризованной и полной моделях.

В работе найдены условия, обеспечивающие постоянство объема и формы получающегося тетраэдра. При упрощающем предположении о равенстве амплитуд двух спутников найдены все возможные семейства орбит, удовлетворяющие поставленной задаче. Подробно разобраны случаи, когда два спутника покоятся в орбитальной системе координат, а также случай равенства трех амплитуд.

Работа поддержана грантом РФФИ № 16-01-00739.

МЕТОД ОЦЕНКИ ОШИБКИ ПРИВЕДЕНИЯ КА К ВЕНЕРЕ

А.С. Гаммал

gammal@yandex.ru

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, ФГУП «МОКБ «МАРС»

Анализ точности приведения КА к планете-цели с учётом ошибок исполнения коррекций и навигационных ошибок необходим при проектировании полётов. При проведении такого анализа для заданной схемы полёта необходимо не только оценивать погрешность подлёта к планете, но также и максимальные затраты топлива, необходимого для осуществления коррекций движения КА.

Стандартный подход к оценке ошибок приведения использующий ковариационную матрицу ошибок, предполагает, что отклонения вектора состояния КА от номинального распределены по нормальному закону с нулевым средним. Всевозможные реализации отклонений траекторий от номинальной можно представить в виде трубки траекторий. В случае отсутствия коррекций трубка порождается только неопределённостью вектора состояния КА в начальный момент времени, которая задаётся соответствующей ей ковариационной матрицей ошибок. Сама трубка, при этом, может быть описана с использованием ковариационной матрицы ошибок в зависимости от времени. При малых отклонениях вектора состояния от номинала такие предположения допустимы в линейном приближении. При больших начальных отклонениях и при длительных перелётах необходимо учитывать нелинейные эффекты.

В докладе рассматривается применение метода, позволяющего учесть описанные эффекты. Начальное множество разбросов вектора состояния КА моделируется конечным множеством пробных точек. Для каждой из них вычисляется соответствующая траектория до момента исполнения коррекции. По полученным траекториям необходимо рассчитать импульсы коррекции, компенсирующий накопленные отклонения от номинала. При моделировании коррекции необходимо учитывать ошибки исполнения коррекции и ошибки навигации, моделируя их также конечными множествами. Количество анализируемых траекторий увеличивается экспоненциально в зависимости от количества выполненных коррекций при моделировании. Для уменьшения количества траекторий предлагается выбирать из получаемых траекторий наиболее отклонённые с учётом характеристик эллипсоида рассеивания траекторий. Уменьшение количества траекторий производится перед каждым манёвром. Приводятся результаты работы алгоритма. Расчёты выполнены для проекта «Венера-Д».

УПРАВЛЕНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ СПУТНИКОВ С ПОМОЩЬЮ СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА С ИЗМЕНЯЕМОЙ ОТРАЖАТЕЛЬНОЙ СПОСОБНОСТЬЮ

Р.В. Досаев, Я.В. Маштаков, Т.Ю. Петрова, С.С. Ткачев
Stevens_L@mail.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Использование группировок близко летящих спутников является привлекательной концепцией. Подобные группировки расширяют возможности по освоению и использованию космического пространства и могут быть использованы для реализации новых технологических, научных и прикладных задач.

Основной проблемой с точки зрения динамики является проблема развертывания и поддержания группировки. В настоящее время она решается, как правило, с использованием реактивных двигателей, установленных на одном или нескольких аппаратах, что ограничивает время активного существования группировки. Существуют альтернативные способы бестопливного управления относительным движением, среди которых наилучшими с точки зрения перспектив скорейшего использования, по-видимому, является использование силы аэродинамического сопротивления или силы светового давления. Управление основано на изменении эффективной площади отдельного аппарата, как правило, за счет его поворота. Обычно в этом случае предполагается наличие независимой системы управления ориентацией.

В настоящей работе рассматривается использование силы светового давления. При этом управляющим устройством является парус с изменяемыми оптическими свойствами. Это позволяет обеспечить управление не только относительным движением спутников, летящих в группе, но и их ориентацией. В работе построен алгоритм совместного управления относительным и угловым движением, и показана принципиальная возможность реализации такого управления для околоземных миссий.

Работа поддержана грантами РФФИ № 17-01-00449 и № 16-01-00739.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ ОБУЧЕНИЯ С ПОДКРЕПЛЕНИЕМ К ЗАДАЧЕ УПРАВЛЕНИЯ МАКЕТОМ МИКРОСПУТНИКА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ СТОЛЕ

М.О. Шачков^{1,2}, Д.С. Иванов² **markshachkov@gmail.com**

¹Московский физико-технический институт (ГУ)

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

Методы обучения с подкреплением (англ. reinforcement learning — один из способов машинного обучения, в ходе которого испытываемая система обучается, взаимодействуя со средой) все чаще применяются к задачам управления механическими системами. В настоящей работе исследуется возможность применения методов обучения с подкреплением к задаче управления движением макета микроспутника на аэродинамическом столе. Проводится сравнение законов управления, синтезированных на основе модели движения и найденных методами обучения с подкреплением. Рассматривается возможность использовать в качестве аппроксимации политики как нейронную сеть, так и классические законы управления. Проводится исследование качества управления макетом микроспутника в условиях неточности исходной модели с

Секция 5

помощью моделирования процесса применения методов обучения с подкреплением для улучшения точности управления непосредственно в процессе движения.

Экспериментальная часть работы проводится на базе стенда «КОСМОС» в Институте прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН. Стенд состоит из стола, обеспечивающего воздушную подушку, и макетов микроспутников, движущихся по его поверхности. Такой механизм обеспечивает практическое отсутствие трения объектов и стола при движении по поверхности и позволяет моделировать движение без существенного сопротивления среды. В работе приводится подробное описание стенда как в его аппаратной части – устройство стола и макетов, так и программного комплекса, обеспечивающего определение движения макетов и управление ходом эксперимента.

Работа выполнена при поддержке грантов РФФИ №№ 17-01-00449, 16-01-00739, 16-01-00634.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ИЗМЕРЕНИЙ ДЛЯ ВЕРИФИКАЦИИ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ПО СИГНАЛАМ РЕНТГЕНОВСКИХ ПУЛЬСАРОВ

А.В. Погодин

tror1@yandex.ru

НПО им. С.А. Лавочкина, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

В настоящее время во всем мире активно изучаются возможности и перспективы навигации космических аппаратов по сигналам рентгеновских пульсаров. Результатом этих исследований должно стать обеспечение межпланетных перелетов качественной траекторной информацией в пределах всей солнечной системы.

При создании программного комплекса для определения параметров движения космических аппаратов важным моментом является качественная верификация полученных результатов. В этой связи удобно на первом этапе отработки алгоритмов использовать модельные сигналы пульсаров.

В докладе рассмотрена математическая модель сигнала пульсара, которая позволяет сформировать корректные исходные данные для навигационного алгоритма. Предложенная математическая модель учитывает особенности временных закономерностей импульсного излучения пульсаров, отождествляемых с быстровращающимися сверхплотными нейтронными звездами.

КИТАЙСКИЙ ВОЛЧОК НА ВЯЗКО-УПРУГОЙ ПЛОСКОСТИ: СТАЦИОНАРНЫЕ ДВИЖЕНИЯ, ОБОБЩЕННЫЕ ДИАГРАММЫ СМЕЙЛА И ПЕРЕВОРОТЫ

А.В. Карапетян, А.А. Зобова

avkarapetyan@yandex.ru, azobova@mech.math.msu.su

Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова

Рассматривается динамика китайского волчка (волчка тип-топ), движущегося вдоль вязко-упругой плоскости с сухим трением. Волчок моделируется абсолютно твердой динамически симметричной сферой, центр масс которой лежит на оси динамической симметрии, но не совпадает с геометрическим центром сферы. Ранее было показано [1], что полная механическая энергия сохраняется только на стационарных движе-

ниях волчка, а линейный по псевдоскоростям первый интеграл (интеграл Джеллета) существует для довольно общей модели трения, например, для вязкого трения. Это позволяет исследовать устойчивость стационарных движений и построить обобщенные диаграммы Смейла. В данной работе рассматривается другая модель трения – распределенное сухое трение [2] – которая более реалистична в случае движения выпуклых тел по шероховатой плоскости. Показано, что в этом случае обе функции – и полная механическая энергия, и функция Джеллета – меняют свое значение с течением времени, и ранее рассмотренный случай является порождающим. Стационарные движения становятся квазистационарными с медленно меняющимися параметрами. Приведены численные расчеты, иллюстрирующие аналитические результаты.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 16-01-00338).

1. А.В. Карапетян. Устойчивость стационарных движений // Эдиториал УРСС, Москва, 1998. 168 с.
2. А.А. Зобова, Д.В. Трещев. Шар на вязкоупругой плоскости // Труды Математического института им. В.А. Стеклова РАН. 2013. Т. 281. С. 98–126.

АНАЛИЗ ДИНАМИКИ СПУТНИКА С АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ ОРИЕНТАЦИИ ПРИ ДЕЙСТВИИ АКТИВНЫХ ДЕМПФИРУЮЩИХ МОМЕНТОВ

В.А. Сарычев¹, С.А. Гутник²
1vas31@rambler.ru, 2sergey.gutnik@gmail.com

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

²Московский физико-технический институт

Исследована динамика вращательного движения спутника, движущегося в центральном ньютоновом силовом поле по круговой орбите под действием аэродинамического момента и моментов активного демпфирования, зависящих от проекций угловой скорости спутника. Предложен метод определения всех положений равновесия (равновесных ориентаций) спутника в орбитальной системе координат при заданных значениях величины аэродинамического момента, коэффициентов демпфирования и главных центральных моментов инерции, получены условия их существования.

Для тривиального положения равновесия, когда оси связанной со спутником системы координат совпадают с осями орбитальной системы координат, получены необходимые и достаточные условия асимптотической устойчивости с использованием критерия Рауса - Гурвица. Проведен детальный анализ областей выполнения условий асимптотической устойчивости нулевого положения равновесия в зависимости от безразмерных параметров задачи и выполнено численное исследование процесса затухания пространственных колебаний спутника при различных значениях величины аэродинамического момента и коэффициентов демпфирования.

Секция 5

ПЛОСКИЕ И ПРОСТРАНСТВЕННЫЕ ОТНОСИТЕЛЬНЫЕ ДВИЖЕНИЯ СПУТНИКА С ПЕРЕМЕННЫМ РАСПРЕДЕЛЕНИЕМ МАСС НА ЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТЕ

А.А. Буров¹,
А.Д. Герман²,
И. И. Косенко³

aburov@ccas.ru,
anna@ubi.pt
kosenkoi@gmail.com

¹ВЦ РАН,
²University Beira Interior,
³МАИ

Рассматривается динамика космического аппарата с переменным распределением масс в центральном ньютоновском поле притяжения. В рамках так называемого спутникового приближения получены уравнения пространственного относительного движения спутника. В частности, рассмотрена процедура вывода уравнений при помощи интегрального вариационного принципа Гамильтона. Предполагается, что центр масс орбитальной (в общем случае) системы тел совершает движение по кеплеровской орбите заданного произвольного фиксированного эксцентриситета. Рассматриваются правила предписанного перераспределения масс внутри аппарата. В этих случаях существует конечный набор положений относительного равновесия, для которых исследуются необходимые условия устойчивости. Специальное внимание уделяется исследованию устойчивости для пространственных относительных движений динамики космического аппарата.

Имеется по крайней мере три класса наблюдений влияния перераспределения масс в аппарате на его движение. Во-первых, имеются эффекты, относящиеся к «естественному» перераспределению масс вследствие движений экипажа, перемещения жидкостей и др. Эти эффекты и, в частности, методы компенсации нежелательных относительных движений изучались в многочисленных публикациях. Другой класс эффектов относится к возможности использования перераспределения масс аппарата для обеспечения его поступательного перемещения вместе с центром масс. Эта идея, принадлежащая Белецкому и Гиверцу, была развита Доновым и обсуждалась в различных дискуссиях. В-третьих, весь класс рассматриваемых проблем сейчас интенсивно исследуется, в частности, в рамках динамики относительного движения системы тел, входящих в конфигурацию спутника.

УГЛОВОЕ ДВИЖЕНИЕ НАНОСПУТНИКА ТНС-0 №2 ПОСЛЕ ЗАПУСКА С БОРТА МКС

Д.С. Иванов¹, М.Ю. Овчинников¹, О.А. Панцырный², И.О. Федоров²
danilivanovs@gmail.com

¹Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН
²АО «Российские космические системы»

Технологический наноспутник ТНС-0 №2, созданный АО «Российские космические системы», был запущен 17-го августа 2017 года с борта МКС во время выхода российских космонавтов Ф. Юрчихина и С. Рязанского в открытый космос. На спутнике установлена пассивная магнитная система ориентации, разработанная в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. Она состоит из набора гистерезисных стержней для демпфирования начальной угловой закрутки и постоянного магнита, расположенного вдоль оси симметрии, для

ориентации этой оси вдоль местного вектора индукции геомагнитного поля после окончания переходных процессов. На борту спутника установлены датчики – трёх-осный магнитометр, набор фотодиодных солнечных датчиков, ультрафиолетовый солнечный датчик и инфракрасный датчик горизонта. Основной целью наноспутника ТНС-0 №2 является получение летной квалификации установленных на нем приборов и датчиков.

Процесс запуска наноспутника фиксировался с помощью камеры, закрепленной на скафандре космонавта, а также стационарной камеры, установленной на японском модуле МКС «KIBO». С помощью обработки видеоизображения удалось оценить угловую скорость вращения спутника сразу после запуска, которая составила около 71 град/с вдоль продольной оси аппарата и около 35 град/с перпендикулярно этой оси. Телеметрическая информация с измерениями бортовых датчиков поступала через глобальную систему связи GLOBALSTAR. Для коротких отрезков телеметрии длительностью несколько минут и частотой опроса датчиков около 2 Гц с помощью метода наименьших квадратов оценивались параметры углового движения наноспутника – текущая ориентация и угловая скорость. В результате обработки измерений магнитометра и солнечных датчиков удалось отследить динамику демпфирования угловой скорости аппарата. Вследствие большой начальной закрутки угловая скорость уменьшалась в течение одного месяца. После окончания переходных процессов продольная ось стала отслеживать вектор локального геомагнитного поля с точностью около 10 градусов и при этом осталась компонента угловой скорости относительно продольной оси около 1 град/с. В работе представлена методика обработки измерений и результаты её применения.

Исследование поддержано Российским научным фондом, грант № 17-71-20117.

УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ СПУТНИКА, ДВИЖУЩЕГОСЯ ПО ПОЛЯРНОЙ ОРБИТЕ, ПРИ ПОМОЩИ МАГНИТНЫХ МОМЕНТОВ

**В.М.Морозов,
В.И.Каленова**

**moroz@imec.msu.ru
kalen@imec.msu.ru**

НИИ механики МГУ

В последнее время системы магнитной ориентации широко используются в практике космических исследований, особенно для ориентации малых спутников. Большое количество публикаций было посвящено различным аспектам проблем управления и определения ориентации спутников с помощью магнитных катушек и магнитометров. В докладе рассматривается задача стабилизации положения относительного равновесия спутника, центр масс которого движется по круговой полярной орбите. Исследуемая задача описывается нестационарной линейной системой из-за того, что магнитное поле Земли меняется во времени вдоль орбиты. Зависимость коэффициентов от времени вносит существенные трудности как в изучение управляемости, так и в разработку алгоритмов управления. Показано, что в данном случае нестационарная система приводима к стационарной при помощи конструктивного преобразования. Факт приводимости эффективно используется как при анализе управляемости, так и при построении алгоритмов стабилизации. Представлен аналитический подход к изучению этой проблемы, состоящий из следующих этапов [1]: -переход от исходной нестационарной системы к стационарной системе, большей размерности; - анализ управляемости стационарной системы; - построение для стационарной системы оптимального алгоритма управления на основе квадратичного критерия качества на бесконечном интервале времени, которое позволяет получить линейную обратную

Секция 5

связь с постоянными коэффициентами; - обратный переход к исходным переменным нестационарной системы, позволяющий решить задачу стабилизации для исходной нестационарной системы.

Построен работоспособный алгоритм стабилизации и проведено математическое моделирование, подтверждающее эффективность предложенной методики.

1. Каленова В.И., Морозов В.М. Линейные нестационарные системы и их приложения к задачам механики. М.: Физматлит. 2010. 208 с.

ПЕРИОДИЧЕСКИЕ ДВИЖЕНИЯ СПУТНИКА С МАГНИТНО-МАХОВИЧНОЙ СИСТЕМОЙ ОРИЕНТАЦИИ ПРИ ПОВОРОТЕ В ПЛОСКОСТИ ОРБИТЫ

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

rolduginds@gmail.com

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Рассматривается спутник, оснащенный магнитной системой ориентации и тангажным маховиком. Предложен и исследован алгоритм ориентации спутника в плоскости орбиты. Движение аппарата близко к плоскому. Требуемая ориентация определяется поворотом на заданный угол в плоскости орбиты и реализуется с помощью магнитных катушек. Найдены амплитуды периодических решений как для движения в плоскости орбиты, так и для пространственных движений на полярной и приполярной орбитах, проведено исследование устойчивости. Показано резкое возрастание амплитуды колебаний на орбитах наклонением около 45° .

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 17-71-20117.

СТАБИЛИЗАЦИЯ РЕЖИМА ОРБИТАЛЬНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ БЕЗ НАКОПЛЕНИЯ КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА ГИРОСИСТЕМЫ

**А.И. Игнатов¹,
В.В. Сазонов²**

**general_z@mail.ru,
sazonov@keldysh.ru**

¹ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»,
²ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва

Рассматривается режим активной орбитальной ориентации спутника-гиростата в окрестности гравитационно-неустойчивого положения равновесия. Гиростатический момент обеспечивается гиросистемой, состоящей из нескольких двигателей-маховиков или гиродинов. Построен закон управления гиросистемой, позволяющий поддерживать длительную и достаточно точную орбитальную ориентацию спутника без накопления кинетического момента гиросистемы. Движение спутника в ориентированном состоянии представляет собой малые колебания относительно орбитальной системы координат при ограниченном изменении гиростатического момента.

ГИРОСКОПИЧЕСКАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ РЕЖИМА СОЛНЕЧНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ БЕЗ НАКОПЛЕНИЯ КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА ГИРОСИСТЕМЫ

А.И. Игнатов

general_z@mail.ru

ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Рассматривается режим трехосной солнечной ориентации искусственного спутника Земли. В этом режиме нормаль к плоскости солнечных батарей спутника неизменно направлена на Солнце, продольная ось лежит вблизи плоскости орбиты, абсолютная угловая скорость спутника весьма мала. Режим реализуется с помощью гиросистемы (двигателей-маховиков или гиродинов). Построен закон управления гиросистемой, позволяющий поддерживать продолжительную и достаточно точную солнечную ориентацию при ограниченном изменении гиросtatического момента.

ПЕРЕОРИЕНТАЦИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ НАЛИЧИИ ОГРАНИЧЕНИЙ

Я.В. Маштаков, С.С. Ткачев

YarMashtakov@gmail.com

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Использование оптических систем на борту КА сопряжено с рядом трудностей. Для обеспечения качественных изображений точность обеспечиваемой ориентации и стабилизации должна быть крайне высокой, что предъявляет существенные требования к используемым в системе ориентации инструментам. Помимо этого, наличие высокочувствительных элементов в камерах накладывает ограничения и на возможную ориентацию аппарата: если направить ось оптического сенсора на слишком яркий объект, например, Солнце, это может привести к выходу камеры из строя. Это обстоятельство становится особенно важным при переориентации аппарата, когда происходит поворот аппарата на достаточно большой угол. Именно этой задаче и посвящена настоящая работа.

Существует несколько подходов к решению задачи переориентации спутника при наличии ограничений. Одним из них является применение принципа максимума Понтрягина для поиска оптимального по времени разворота, учитывающего ограничения на ориентацию. Однако, эта задача является достаточно сложной с вычислительной точки зрения, и не всегда может быть решена на борту аппарата. Мы же рассматриваем подход к построению такого разворота на основе прямого метода Ляпунова, который, с одной стороны, обеспечит асимптотическую устойчивость требуемого положения спутника, и, с другой, будет достаточно простым, чтобы использоваться на борту аппарата.

Работа поддержана грантом РФФИ №17-71-20117

Секция 5

ВЛИЯНИЕ ДИССИПАТИВНОГО И ПОСТОЯННОГО МОМЕНТОВ НА БЫСТРЫЕ ДВИЖЕНИЯ ТВЕРДОГО ТЕЛА, БЛИЗКИЕ К СЛУЧАЮ ЛАГРАНЖА

Л.Д. Акуленко¹, Т.А. Козаченко², Д.Д. Лещенко²
kumak@ipmnet.ru, kushpil.t.a@gmail.com, leshchenko_d@ukr.net

¹Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН,

²Одесская государственная академия строительства и архитектуры

Рассматривается возмущенное движение относительно неподвижной точки динамически симметричного тяжелого твердого тела в случае возмущений произвольной природы. Предполагается, что направление угловой скорости тела близко к оси динамической симметрии, угловая скорость тела достаточно велика. Получены приближенные выражения вещественных корней кубического Лагранжева многочлена через проекцию вектора кинетического момента на вертикаль, полную энергию тела и проекцию вектора угловой скорости на ось динамической симметрии. Для решения поставленной задачи применяется методика усреднения, разработанная в [1]. Система уравнений движения твердого тела приводится к виду, допускающему усреднение по углу нутации. Получена усредненная система уравнений. В качестве примера исследуется совместное влияние среды с линейной диссипацией и малого постоянного момента, приложенного вдоль оси симметрии, на движение твердого тела, близкое к случаю Лагранжа. Получена и решена аналитически усредненная система уравнений первого приближения для медленных переменных. Отмечены качественные особенности движения в данном случае.

Рассматривается возмущенное движение, близкое к случаю Лагранжа, под действием линейно-диссипативных моментов, медленно изменяющихся во времени. Усредненные уравнения движения решены в аналитическом виде. Получены законы изменения полной энергии тела, проекции вектора кинетического момента на вертикаль. Дан качественный анализ движения твердого тела под действием возмущений.

1. Felix L. Chernousko, Leonid D. Akulenko, Dmytro D. Leshchenko. Evolution of Motions of a Rigid Body about its Center of Mass. Springer AG. 2017. – 241 p.

АНАЛИЗ ОПТИМАЛЬНЫХ ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЕТА С ГАЛО-ОРБИТ L2 НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ

Ю.П. Улыбышев

Yuri.Ulybyshev@rsce.ru

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

Представлен анализ оптимальных траекторий прямых перелетов космических аппаратов с околорунных гало-орбит в окрестности коллинеарной точки либрации L2 с последующей посадкой на поверхность Луны [1]. Описан численный метод оптимизации с минимальным значением суммарной характеристической скорости на сход с гало-орбиты, торможение и мягкую посадку при отсутствии краевых условий по точкам посадки на поверхности Луны. Двухуровневый метод использует алгоритмы нелинейного программирования (верхний уровень) и метод множеств псевдоимпульсов на основе линейного программирования высокой размерности [2-3] (нижний уровень участка посадки). Рассмотрены три вида гало-орбит, различающихся размерами [4]. Численно получены семейства оптимальных траекторий перелета для произвольных

точек схода с этих гало-орбит. Результаты дают на всех траекториях близкие значения потребных характеристических скоростей практически не зависящие от размеров гало-орбит и точек схода с них. В большинстве случаев имеется стабильное значение оптимальной высоты относительно Луны при переходе к участку торможения и посадки (173-175 км), соответствующей высоте перигея околулунной невозмущенной эллиптической орбиты. Участок посадки для всех траекторий сходен и представляет один непрерывный маневр торможения. Результаты дают нижнюю оценку потребных характеристических скоростей для посадки в заданные районы Луны.

1. Ulybyshev Y., Study of Optimal Transfers from L2 Halo-orbits to Lunar Surface // AIAA Aerospace Sciences Meeting, San-Diego, CA, Jan. 4-8, 2016, AIAA Paper 2016-0480. 15 pp.
2. Ulybyshev Y., Spacecraft Trajectory Optimization Based on Discrete Sets of Pseudo-Impulses // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 32, No.4, 2009, pp.1209-1217.
3. Улыбышев Ю.П., Концепция множеств псевдоимпульсов для оптимизации траекторий космических аппаратов // Полет. 2008. № 2. С.52–60.
4. Ulybyshev Y., Long-Term Stationkeeping of Space Station in Lunar Halo Orbits // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 38, № 6, 2015, pp. 1063-1070.

О СТРУКТУРЕ СЕМЕЙСТВ СИММЕТРИЧНЫХ ПЕРИОДИЧЕСКИХ ОРБИТ ЗАДАЧИ ХИЛЛА

А.Б. Батхин, Н.В. Батхина

batkhin@gmail.com,
nbatkhina@gmail.com

ИПМ им. М.В.Келдыша РАН, МАОУ СОШ№17 ЩМР МО

Для понимания динамики неинтегрируемой системы уравнений необходимо исследовать «скелет» её фазового пространства, состоящий из инвариантных многообразий различных размерностей. С прикладной точки зрения самыми важными из них являются положения равновесия и периодические решения. В работе рассматриваются семейства периодических решений плоской круговой задачи Хилла [1] с двух точек зрения: 1) как результат продолжения симметричных орбит синодической задачи Кеплера по малому параметру и 2) как семейства, задаваемые порождающими решениями задачи Энона в случае её сингулярного возмущения ньютоновым потенциалом. В первом случае удалось продолжить семейства двояко симметричных периодических решений, которые содержат орбиты, совершающие последовательно облёт коллинеарных точек либрации L1 и L2. Во втором случае с помощью специально разработанного алгоритма [2] удалось по порождающему решению получить и продолжить по параметру C – интегралу Якоби – более 30-ти семейств периодических решений с различными видами симметрий, большая часть из которых оказалась новыми. Накопленная информация о вычисленных семействах позволяет спрогнозировать некоторые топологические свойства орбит семейства (локальная и глобальная кратность орбиты, наличие орбит столкновения и др.) по виду его порождающего решения.

Наибольший интерес представляют собой семейства, продолжающиеся до положительных значений интеграла Якоби. Именно они содержат орбиты, совершающие облёт массивного тела и коллинеарных точек либрации по некоторой априорно заданной схеме. На этих семействах выделяются участки с устойчивыми орбитами. Вычисленные семейства периодических орбит могут быть использованы при проектировании различных космических миссий в окрестность коллинеарных точек либрации.

Секция 5

1. А.Б. Батхин, Н.В. Батхина. Задача Хилла. Волгоград, Волгоградское научное изд-во, 2009.
2. А.Б. Батхин. Симметричные периодические решения задачи Хилла. I, II // Косм. исслед., 2013, Т. 51, №№4, 6. С. 308-322, 497-510.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ПРИ ВЫВЕДЕНИИ КА НА ГЕЛИОЦЕНТРИЧЕСКУЮ ОРБИТУ С НИЗКИМ ПЕРИГЕЛИЕМ И БОЛЬШИМ НАКЛОНЕНИЕМ

М.С. Константинов, М. Тейн

mkonst@bk.ru, minntheino@mail.ru

Московский авиационный институт

Анализируется задача оптимизации траектории прямого выведения космического аппарата с солнечной электроракетной двигательной установкой (СЭРДУ) на рабочую гелиоцентрическую орбиту с низким перигелием (его радиус принят равным 60 радиусов Солнца – 0.279 а.е.) и большим наклоном (30°). Элементы рабочей орбиты выбраны из условий возможности исследования Солнца и его гелиосферы (включая полярные области). Большая полуось рабочей орбиты принята равной 0.7 а.е. При этом период обращения КА на рабочей орбите немного меньше 214 суток, радиус афелия орбиты 1.121 а.е.

Транспортная космическая система базируется на ракете-носителе «Союз 2.1б», химическом разгонном блоке «Фрегат» (он обеспечивает уход КА из окрестности Земли с некоторым гиперболическим избытком скорости) и СЭРДУ, использующей стационарные плазменные двигатели (СПД). СЭРДУ обеспечивает гелиоцентрический перелет и выход на рабочую орбиту. Время выведения на рабочую орбиту 5 лет.

Критерием оптимизации рассматривается масса полезного груза (масса КА в момент выведения на рабочую орбиту без массы солнечной энергетической и массы электроракетной двигательной установок). Оптимизируемыми характеристиками траектории рассматриваются: программа работы СЭРДУ; углы ориентации тяги ЭРДУ на активных участках полета; величина и направление вектора гиперболического избытка скорости при отлете от Земли. Анализируется влияние параметров СЭРДУ (тяги и удельного импульса) на характеристики оптимальной траектории, на оптимизируемый критерий. Анализируется зависимость оптимальных параметров ЭРДУ от его КПД, от удельной массы энергодвигательной установки и от удельной массы баков для хранения рабочего тела.

Проведенный анализ, в частности, показал: оптимальная величина тяги СЭРДУ находится в окрестности 0.3 Н; при удельной массе энергодвигательной установки меньшей 35 кг/кВт целесообразно увеличивать удельный импульс СПД до предельно больших значений (3000 с) и обеспечивать мощность реактивной струи СПД на уровне 4.5 кВт. При этом рассматриваемая транспортная система может позволить вывести на рабочую орбиту КА с массой полезного груза более 750 кг.

О ВОЗМОЖНОСТИ ОТКЛОНЕНИЯ АСТЕРОИДА ОТ СОУДАРЕНИЙ С ЗЕМЛЕЙ

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

Санкт-Петербургский государственный университет

Рассматриваются возможности предотвращения соударений астероида с Землей с использованием кинетического метода изменения его орбиты (удара по астероиду) с учетом возможностей современной космической техники. Для астероидов размером в несколько сотен метров реализуемые удары не всегда позволяют достичь цели. Эти энергетические ограничения в принципе можно обойти в случаях, когда до соударения имеют место сближения астероида с планетами. Сближения позволяют использовать эффект гравитационного маневра. Исследуются возможности использования этого эффекта с учетом потери точности при сближениях, а также с учетом множества возможных соударений астероида с Землей, связанных с его резонансными возвратами. Рассматриваются условия, при которых увод от соударений в принципе возможен и реализуем, на примере ряда опасных астероидов.

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

АНАЛИЗ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СТОЛКНОВИТЕЛЬНОЙ С ЗЕМЛЕЙ ОРБИТЫ ОПАСНОГО АСТЕРОИДА ПО ОПТИЧЕСКИМ ИЗМЕРЕНИЯМ КОМПЛЕКСА «НЕБОСВОД»

Гуо П.¹, Ивашкин В.В.^{1,2}

ivashkin@keldysh.ru

¹ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

²МГТУ им. Н.Э. Баумана

Для обнаружения опасных для Земли астероидов и комет Российской корпорацией «Комета» разрабатывается космическая система «Небосвод» с телескопами апертурой 1.5 м [1-2]. В состав этой системы включаются два комплекса. Первый комплекс с космическими аппаратами, установленными на геосинхронных орбитах, регулярно осматривает всю небесную сферу, кроме околосолнечной области, которую невозможно наблюдать из-за засветки Солнцем аппаратуры наблюдения. Второй космический комплекс с космическими аппаратами, установленными на гелиоцентрической орбите Земли на расстоянии от нее 40-80 млн км, регулярно осматривает «сбоку» пространство между Солнцем и Землей, недоступное для наблюдения с Земли [2].

В работе в качестве предмета исследования взят астероид (99942) Апофис в модельном случае его столкновения с Землей в 2036 г. По оптическим измерениям комплекса «Небосвод» сначала методом Гаусса определяется начальное приближение для элементов орбиты Апофиса. Затем орбита уточняется с помощью метода наименьших квадратов. Получены оценки точностей определения параметров орбиты астероида Апофис - по географическим координатам (долготе и широте) точки падения на Землю, времени столкновения, а также по прицельной дальности, перигейному расстоянию и времени прохождения перигея при наблюдении астероида после его сближения с Землей в 2029 г. и до столкновения в 2036 г.

Секция 5

1. Кулешов Ю.П., Егоров В.Л., Мисник В.П. и др. Принципы и основные технические решения создания астрономического космического комплекса обнаружения и определения параметров движения опасных для Земли астероидов и комет (комплекс «Небосвод») // Экологический вестник научных центров ЧЭС. 2013. № 4. Т. 2. С. 89–97.
2. Патент РФ №2610066. Космическая система обзора небесной сферы для наблюдения небесных объектов и обнаружения опасных для Земли небесных тел - астероидов и комет.

О ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ДВИЖЕНИЯХ ВДОЛЬ ЛЕЕРА, ЗАКРЕПЛЕННОГО НА ПРОТЯЖЕННОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ

А.В.Родников¹
П.С.Красильников²

avrodnikov@yandex.ru

¹Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Изучается движение малого аппарата вдоль леера, то есть троса, концы которого закреплены на протяженной массивной космической станции, центр масс которой описывает круговую орбиту в центральном ньютоновском силовом поле [1]. Рассматривается модельная задача, в которой аппарат принимается материальной точкой малой массы, а трос реализует идеальную неупругую связь.

Отмечается, что если точки закрепления концов леера находятся в плоскости орбиты станции, то возможны только два режима движения аппарата: “плоский”, когда аппарат во все время движения не покидает плоскость круговой орбиты, и “колебательный” когда аппарат не менее чем два раза на протяжении каждого витка станции по орбите пересекает эту плоскость. Доказывается устойчивость плоского режима, как интегрального многообразия уравнений движения и указываются качественные различия движения аппарата в случаях, когда эллипсоид, ограничивающий его движение пересекает или не пересекает линию орбиты.

Показывается, что в случае малых отклонений из плоскости орбиты движение аппарата может быть описано приближенными уравнениями, интегрирование которых сводится к решению одного дифференциального уравнения первого порядка. Приводятся несколько периодических решений этих приближенных уравнений.

Численное исследование решений полных уравнений движения позволяет установить хаотический характер пространственных движений, начинающихся из окрестности сепаратрисы в плоскости орбиты. В то же время движения, для которых значение константы интеграла Якоби существенно отличается от сепаратрисного, носят регулярный (квазипериодический и в некоторых случаях периодический) характер.

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

1. Родников А.В. О положениях равновесия груза на тросе, закрепленном на гантелевидной космической станции, движущейся по круговой геоцентрической орбите. //Космические исследования, 2006, т.44(1), с.62-72

ПОСТРОЕНИЕ ГРУППИРОВКИ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ ДВУМЕРНОГО ПОЛЯ ПАРАМЕТРОВ ИОНОСФЕРЫ: «ПАССИВНЫЙ» ПОДХОД

М.М. Могилевский, Т.В. Романцова, А.А. Чернышов, Д.В. Чугунин
mogilevsky2012@gmail.com, achernyshov@iki.rssi.ru

Институт космических исследований РАН

Большой интерес, проявляемый в последнее время к малоразмерным спутникам, вызван возможностью использования этих, относительно недорогих КА, для проведения измерений с возможностью многократного их повторения, аналогично тому, как это делается в лабораторных экспериментах. Относительно низкая стоимость изготовления и запуска малоразмерных КА, а также простота внутренней архитектуры, организации взаимодействия целевой нагрузки и служебных систем позволяют создавать многочисленные КА такого типа. Мы предлагаем относительно простую схему построения группировки спутников, сформированной при однопусковой схеме, для получения двумерной картины параметров ионосферы. Рассматриваем задачи физики ионосферы, которые могут быть решены при помощи такой группировки малых КА, и анализируем ограничения предлагаемого подхода.

ФОРМИРОВАНИЕ И ПОДДЕРЖАНИЕ ТЕТРАЭДРАЛЬНОЙ КОНФИГУРАЦИИ ГРУППЫ НАНОСПУТНИКОВ С ПОМОЩЬЮ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ

Д.С. Иванов¹, М.М. Могилевский², У.В. Монахова¹, А.А. Чернышов²
danilivanovs@gmail.com

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

²Институт космических исследований РАН

Для экспериментального исследования пространственного распределения параметров магнитосферы Земли необходимо проводить одновременные измерения в нескольких точках в заданной области околоземного пространства, чего можно достичь с помощью группового полета спутников. Для проведения пространственных измерений требуется четыре аппарата, которые в идеальном случае должны лететь так, чтобы все время находиться в вершинах правильного тетраэдра. Для достижения и поддержания такой конфигурации требуется управление относительным движением спутников. В случае полета по низкой околоземной орбите экономичное управление может быть осуществлено с помощью аэродинамических сил, действующих на спутники в верхних слоях атмосферы.

Настоящая работа посвящена исследованию децентрализованного управления с помощью аэродинамической сил для формирования и поддержания тетраэдральной конфигурации. В качестве спутников рассматриваются наиболее популярные в классе наноспутников 3U кубсаты. Они имеют подходящий форм-фактор, благодаря которому площадь поперечного сечения спутников относительно набегающего потока в зависимости от ориентации изменяется в 3 раза. Предполагается, что изначально спутники последовательно запускаются из пускового контейнера. Каждый спутник оснащен активной маховичной системой ориентации, позволяющей обеспечивать требуемое угловое положение. С помощью межспутниковой связи или средств из-

Секция 5

мерения относительного движения каждый аппарат имеет информацию о векторе состояния всех соседних спутников. В работе строится такой алгоритм управления относительным движением каждого аппарата, который обеспечивает достижение и отслеживание опорной траектории. Благодаря такому опорному движению, аппараты движутся в вершинах тетраэдра, однако вследствие возмущений такое относительное движение разрушается, поэтому возникает задача его поддержания. В работе исследуется возможность построения тетраэдральной конфигурации после запуска спутников в зависимости от начальных условий. Рассматривается влияние возмущений и параметров алгоритма управления на достижение желаемого движения спутников.

Исследование частично поддержано РФФИ, грант № 17-01-00449.

О ПОЛУАНАЛИТИЧЕСКОМ МЕТОДЕ ПОСТРОЕНИЯ ОГРАНИЧЕННОГО ДВИЖЕНИЯ В ЦЕНТРАЛЬНОМ СИЛОВОМ ПОЛЕ

М.А. Вашковьяк

vashkov@keldysh.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

В работе рассмотрена известная интегрируемая в квадратурах задача о движении в центральном силовом поле. В общем случае произвольной центральной силы строгого аналитического решения задачи (закона движения) получить не удастся. В настоящей работе для случая, когда расстояние изменяется в ограниченных пределах, предложен полуаналитический метод, позволяющий получить явные зависимости полярных координат от времени, и описаны его возможности для построения приближенного решения. Использование метода предусматривает предварительное нахождение экстремальных значений расстояния с помощью численного решения строгих уравнений. На основе этих значений производится аппроксимация подынтегральной функции в квадратуре, дающей решение задачи. Получение аналитических зависимостей от времени сводится к обращению этой квадратуры и вычислению интегралов от эллиптических функций. Оценка методической точности получена путем сравнения с численным решением задачи. На частных примерах экваториальных орбит «юпитерианского» и «лунного» спутника продемонстрировано хорошее согласие результатов расчетов, выполненных предложенным методом и методом численного интегрирования уравнений движения в модельных системах.

Мемориальное заседание, посвященное памяти В.В. Белецкого

ВЛАДИМИР ВАСИЛЬЕВИЧ БЕЛЕЦКИЙ КЛАССИК МИРОВОЙ НАУКИ

Ю.Ф. Голубев¹
А.В. Грушевский¹

golubev@keldysh.ru
alexgrush@rambler.ru

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

Доклад посвящён члену-корреспонденту РАН, Заслуженному профессору МГУ Владимиру Васильевичу Белецкому, который по праву считается одним из отцов-основателей советской и российской школы теории вращательных движений искусственных и естественных небесных тел.

Владимир Васильевич родился 2 мая 1930 года в городе Иркутске. Его распределение в 1954 году после окончания механико-математического факультета МГУ на ра-

боту в Отделение прикладной математики МИАН СССР, только что созданное М.В. Келдышем (теперь Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН), определило его научную судьбу как одного из плеяды блестящих ученых представителей всемирно признанной школы динамики космического полета, основанной М.В. Келдышем и Д.Е. Охоцимским. Уже первые исследования В.В. Белецкого приобрели известность и признание специалистов. Выступая 14 сентября 1956 г. на заседании Президиума Академии наук СССР, М.В. Келдыш в своем докладе и рассказывая об устойчивости относительного равновесия спутника на орбите, заметил: «... Эта интереснейшая задача механики твердого тела была решена совсем еще молодым сотрудником В.В. Белецким в Отделении прикладной математики». Результаты этих исследований подытожены в монографии 1965 г. [1], которая, будучи переведенной на английский язык, и сейчас является настольной книгой специалистов.

В.В. Белецкий указывал, что теория движения небесных тел около центра масс развивалась в классической механике применительно к конкретным небесномеханическим телам, используя при этом ряд отсутствующих в общем случае упрощений, а в качестве возмущений учитываются в основном гравитационные моменты. Задача о вращательном движении искусственных космических объектов гораздо более сложна, поскольку обусловлена «произвольностью формы и распределения масс объекта, произвольностью начальных данных, многочисленностью факторов, влияющих на движение». Следует учитывать ещё аэродинамические и электромагнитные моменты, моменты сил светового давления, диссипативные эффекты и влияние эволюции орбиты спутника. Получение В.В. Белецким аппроксимирующих выражений для основных возмущающих моментов внешней среды и использование современных методов исследования (теории устойчивости, теории колебаний, асимптотических методов) позволило ему не только создать инструментарий для новых классов задач вращательного движения, но и с блеском «получить новые результаты в том круге вопросов, которым занималась классическая небесная механика, найти неожиданно новые и интересные модельные задачи. Он практически открыл новую отрасль механики, упростив классические постановки задач, и с полным правом может называться отцом-основателем целого направления школы динамики вращательных движений небесных тел.

В эти же годы В.В. Белецкий поставил общую задачу об определении фактической ориентации спутника и уточнения параметров действующих на него возмущающих моментов по результатам обработки измерений датчиков ориентации, установленных на борту. Он разработал и применил эффективную методику решения этой задачи (третий советский спутник, спутники «Протон», «Электрон»). Им был исследован обнаруженный на спутниках «Протон» пропеллирующий эффект. Результаты применения зеркальной и диффузно-зеркальной схем взаимодействия молекулярного потока в верхней атмосфере Земли с поверхностью аппарата оказались качественно отличны, и по наблюдению фактической динамики вращательного движения спутника стало возможным судить о самих свойствах верхней атмосферы.

К значимым результатам научной деятельности В.В. Белецкого заслуженно относятся и исследование проблем оптимизации космических перелетов с двигателями малой тяги и динамики космических тросовых систем, исследование задач динамики двуногой ходьбы. Созданная им резонансная теория «обобщенных законов Кассини» вращения планет даёт строгое обоснование эмпирических законов Кассини вращения Луны.

В.В. Белецкий опубликовал свыше 200 научных работ, в том числе 11 монографий, переиздававшихся в стране и за рубежом. Его работы легко читать, потому что они написаны с любовью к читателю и сочетают в себе строгость анализа и прекрасный стиль изложения.

Секция 5

Широкую известность получила его монография «Очерки о движении космических тел» [2], переведенная на многие языки. В ней живым и красочным языком ясно и доступно излагались как классические, так и современные результаты исследований многих учёных (и самого автора) в небесной механике, книга явилась концептуальным справочником-путеводителем для всех исследователей по отдельным её областям. В рецензии на «Очерки...» академики В.И. Арнольд и Я.Б. Зельдович отмечали [3]: «...Для солидной научной монографии стиль книги В.В. Белецкого необычен во многих отношениях. Без преувеличения можно сказать, что она знаменует утверждение нового стиля в научной литературе...».

В некотором смысле, ставшая не менее знаковой, его книга мемуаров «Шесть дюжин» (2004) [4] является сопряжённой «Очеркам...» и даже выше ещё на одну ступень иерархии: ведь теперь это не справочник-путеводитель по отдельным областям современной небесной механики для её специалистов, а путеводитель по целому миру этих отечественных и мировых специалистов, преданно и без усталости эти области изучающих.

Научные достижения В.В. Белецкого получили высокую оценку в России и за рубежом. Он был удостоен званий член-корреспондент РАН, член Национального комитета по теоретической и прикладной механике (1976), Заслуженный профессор МГУ (2002), академик Международной академии астронавтики (1992), Действительный член Российской академии космонавтики (1994), лауреат премии А. фон Гумбольдта (Германия), лауреат премии РАН им. Ф.А. Цандера. Среди его наград - медаль им. М.В. Келдыша Федерации космонавтики СССР (1991) и «Столетие М.В. Келдыша» (2011) Федерации космонавтики России, медаль «Ветеран труда» (1986) и Орден Дружбы (2001). В.В. Белецкий подготовил 26 кандидатов и 5 докторов наук. В.В. Белецкий, будучи главным научным сотрудником ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, состоял членом его Ученого совета, являясь также членом специализированных диссертационных советов ИПМ им. М.В. Келдыша РАН и механико-математического факультета МГУ им. М.В. Ломоносова, состоял членом редколлегии журнала «Регулярная и хаотическая динамика».

Вместе с другими пионерами освоения космического пространства он во многих проблемах был первопроходцем, утверждавшим приоритет отечественной науки в деле освоения космического пространства. Многие поколения ученых с глубокой благодарностью будут воспринимать свет его научных достижений, научного мастерства и изобретательности в решении сложнейших проблем, возникавших при выполнении небывалых космических экспериментов.

1. Белецкий В.В. Движение искусственного спутника Земли относительно центра масс. М.: Наука, 1965. 416 с.
2. Белецкий В.В. Очерки о движении космических тел. М.: Наука, 1972. 360 с.
3. Арнольд В.И., Зельдович Я.Б. Начало нового стиля научной литературы // Природа. 1973. № 10. С. 115—117.
4. Белецкий В.В. Шесть дюжин. Москва; Ижевск, 2004. 687 с

ВСПОМИНАЯ ВЛАДИМИРА ВАСИЛЬЕВИЧА БЕЛЕЦКОГО

В.А. Сарычев

vas31@rambler.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Доклад посвящен воспоминаниям о жизни и научной деятельности нашего товарища, замечательного российского ученого и педагога Владимира Васильевича Белецкого. Основное внимание уделяется следующим вопросам.

1. Семья В.В. Белецкого.

2. Школьные годы (Иркутск, Решт, Баку, Смоленск). Золотая медаль.
3. Учеба на механико-математическом факультете МГУ.
4. Семинар по механике тел переменной массы и ракетодинамике, руководимый А.А. Космодемьянским. Участники семинара.
5. Дипломная работа: «О вращении снаряда переменной массы».
6. Научная работа В.В. Белецкого в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН.
7. О расчете гарантийных остатков топлива (КИ, 1967, №3).
8. Движение искусственного спутника относительно центра масс под действием различных моментов: 1) Устойчивость относительного равновесия спутника на круговой орбите; 2) Быстрые вращения спутника на эволюционирующей орбите; 3) Определение фактической ориентации спутника по данным измерений - «Космос-3» (Ю.В. Зонов), «Космос-5», «Электрон-2», «Протон-1», «Протон-2» (В.В. Голубков, И.Г. Хацкевич, Е.А. Степанова).
9. Обобщенные законы Кассини.
10. Тросовые системы (Е.М. Левин).
11. Двухногая ходьба.
12. Траектории КА с двигателями малой тяги (В.А. Егоров, В.Г. Ершов, Г.Б. Ефимов).
13. Другие работы.
14. Публикации В.В. Белецкого. Научные статьи, монографии, доклады.
15. О книге воспоминаний В.В. Белецкого «Шесть дюжин».

В.В БЕЛЕЦКИЙ И ЕГО РОЛЬ В РАЗВИТИИ ТЕОРИИ ВРАЩАТЕЛЬНЫХ ДВИЖЕНИЙ ТЕЛ В ЦЕНТРАЛЬНОМ ГРАВИТАЦИОННОМ ПОЛЕ

А.В. Карапетян avkarapetyan@yandex.ru

Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова

Обсуждаются работы В. В. Белецкого об устойчивости относительных равновесий и стационарных движений тела в центральном гравитационном поле.

ШТРИХИ К ПОРТРЕТУ ВВБ

В.И. Каленова, В.А. Самсонов
kalen@imec.msu.ru, samson@imec.msu.ru

НИИ механики МГУ

Владимир Васильевич Белецкий – ВВБ – был блестящим ученым и искрящимся человеком, щедро дарившим знания как по небесной механике, так и по литературе и не только (стихи, поездки, походы, байдарки...) всем желающим и умеющим слушать! Выступление содержит воспоминания о ВВБ авторов с демонстрацией фотографий и небольшого видеоролика.

Секция 5

ОСНОВОПОЛАГАЮЩИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ В.В. БЕЛЕЦКОГО НЕУПРАВЛЯЕМОГО ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ

В.В. Сазонов

sazonov@keldysh.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Дан обзор основных результатов члена-корреспондента РАН В.В. Белецкого по динамике неуправляемого движения искусственных спутников относительно центра масс.

СЕДЬМАЯ ДЮЖИНА. (О НАУЧНОЙ И НАУЧНО-ОРГАНИЗАЦИОННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ В.В. БЕЛЕЦКОГО ПОСЛЕ 2002 ГОДА)

А.В. Родников

avrodnikov@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э.Баумана,

Известная книга мемуаров чл.-корр. РАН В.В. Белецкого “Шесть Дюжин” [1] заканчивается 2002 годом. Однако, активная научная деятельность Владимира Васильевича продолжалась и после этого символического срока ($6 \times 12 = 72$). В последующие годы В.В. Белецким публиковались новые научные результаты, делались доклады на многочисленных научных конференциях с международным и всероссийским статусом, переиздавались в новой авторской редакции монографии, выходили на защиту руководимые им аспиранты. Владимир Васильевич был пожизненным руководителем трех научных семинаров кафедры теоретической механики мехмата МГУ, в течении нескольких лет уже этого века он продолжал читать свой спецкурс для студентов и аспирантов мехмата. Автору этого сообщения посчастливилось работать под неформальным руководством В.В.Белецкого как раз в седьмую дюжину лет жизни этого великого ученого и необыкновенного человека. Воспоминания о В.В. Белецком в этот период составляют предмет этого сообщения.

1. Белецкий В.В. Шесть дюжин. М.-Ижевск: ИКИ, 2004. 688 с.



РАЗВИТИЕ КОСМОНАВТИКИ И ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ГАЗОДИНАМИКИ, ГОРЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА

К ПРОБЛЕМЕ РЕЗОНАНСНЫХ И ОКОЛОРЕЗОНАНСНЫХ ПРОЦЕССОВ В АЭРОДИНАМИКЕ

А.Н. Богданов

bogdanov@imec.msu.ru

НИИ механики МГУ, Москва

Нелинейное развитие первоначально малых колебаний при резонансном или около-резонансном взаимодействии в механических системах, окружающей их среде и во взаимной их связи может приводить к весьма существенному изменению хода всего процесса, в частности, в аэродинамике иметь серьезные негативные последствия для летательных аппаратов (и не только в полете [1]).

В настоящее время разработан ряд моделей для изучения околорезонансных колебаний при течениях газовых сред (некоторые результаты и обзор литературы имеются, например, в [2,3]).

По мнению автора доклада, развитие именно такого рода явлений у поверхности летательного аппарата может явиться одной из причин бафтинга (колебаний летательного аппарата или его частей в полете). Другими авторами такой механизм развития бафтинга не рассматривался и причиной его возникновения обычно считались пульсационные воздействия от взаимодействия аэродинамического следа, срывающегося с плохообтекаемых поверхностей и частей летательного аппарата и попадающего на другие его элементы.

Отличительной чертой нелинейных околорезонансных колебаний является возникновение периодических скачкообразных изменений параметров течения (нестационарных ударных волн). Околорезонансные колебания в газе возникают из-за связи внешних возмущений, приходящих в исследуемую область течения или вызываемых в ней иным способом, и возможных собственных колебаний среды в рассматриваемой области (определяющая процесс связь может быть неожиданно нетривиальной [1]). Необходимым условием развития колебаний такого рода при тении газа является возможность распространения возмущений вверх и вниз по потоку, каналом-проводником здесь может выступать пограничный слой у поверхности летательного аппарата, проводящий возмущения вверх по потоку при околосвуковых (именно в этом диапазоне скоростей наиболее часто развивается бафтинг) и даже сверхзвуковых скоростях полета. Возможно, указанные механизмы оказываются задействованы одновременно и в тесной связи друг с другом.

Многие задачи динамики летательных аппаратов еще ждут своего решения с учетом действия аэродинамических сил [1], здесь следует ожидать, по-видимому, новых проявлений резонансных процессов.

Работа выполнена в соответствии с планом исследований НИИ механики МГУ при частичной финансовой поддержке гранта Министерства Образования и Науки РФ (договор №14.G39.31.0001 от 13.02.2017г.), Совета по грантам Президента РФ (проект НШ 8425.2016.1) и Российского фонда фундаментальных исследований (проект 16 29 01092).

Литература

Секция 7

1. Ганиев Р.Ф. Нелинейные резонансы и катастрофы. Надежность, безопасность и бесшумность. – М.: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2013.
2. Егорушкин С.А. Околорезонансные колебания газа, движущегося в канале переменного сечения // Изв. АН СССР. МЖГ. 1984. № 4, с. 107-115.
3. Богданов А.Н. Моделирование вынужденных релаксационных колебаний газа в канале переменного сечения // Математическое моделирование. 1994. Т. 6. № 1, с. 69-85.

АЭРОАКУСТИЧЕСКИЙ ЭФФЕКТ ГАРТМАНА. СТО ЛЕТ ИССЛЕДОВАНИЙ И СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ВОПРОСА

О.В. Бочарова, М.Г. Лебедев

somnia@rambler.ru

МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва

В начале прошлого века (1916–1919 гг.) датским исследователем Ю. Гартманом был открыт аэроакустический эффект, получивший впоследствии его имя. Он состоит в том, что при помещении полой трубки в сверхзвуковую струю, вытекающую в атмосферу при избыточном или недостающем давлении, взаимодействие струйного потока с преградой может происходить в нестационарном (автоколебательном) режиме, сопровождаясь мощным акустическим излучением в окружающую среду.

В течение прошедшего столетия данный эффект неоднократно изучался многими исследователями и продолжает изучаться по сей день. Причина такого интереса к данному явлению состоит, во-первых, в его многочисленных технических приложениях. С чисто научной точки зрения проблема интересна тем, что она определяется большим количеством параметров (не менее десяти) и далеко не все области этого многомерного пространства изучены. До 80-х гг. прошлого века единственным методом исследования данной проблемы был физический эксперимент. Развитие вычислительной техники и численных методов позволили включить математическое моделирование в число методов исследования.

Авторы доклада имели в виду провести как можно более широкое параметрическое исследование рассматриваемой проблемы с целью получения достаточно общих законов, управляющих изучаемым явлением. Численные расчеты проводились в постановке модели невязкого газа (уравнения Эйлера) посредством хорошо известного метода Годунова. Полученные результаты сравнивались с экспериментальными данными многих авторов и, как правило, были с ними в хорошем соответствии.

Физическая картина явления анализируется по результатам расчетов более чем 200 вариантов. Затронуты некоторые области упомянутого выше параметрического пространства, ранее не изученные ни в физических, ни в численных экспериментах. Сделан вывод о различных механизмах возбуждения автоколебаний для мелких и глубоких полостей. Для глубоких полостей сделан вывод о наличии универсальной (с точностью 10%) зависимости безразмерной частоты колебаний от глубины полости, близкой к соответствующей зависимости для четвертьволнового резонатора. Исследовано влияние толщины кромки резонатора на его амплитудно-частотные характеристики. Изучен процесс аэротермоакустического нагрева в резонаторе Гартмана.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ДВУХ УДАРНЫХ ВОЛН, ВЫХОДЯЩИХ ИЗ ЩЕЛЕВЫХ КАНАЛОВ

С.Б. Базаров

schreiben@umail.ru

МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва

К настоящему времени вопрос стационарного истечения из щелевого сопла в свободное пространство является довольно хорошо изученным. В то же время, зачастую имеет значение и нестационарная стадия истечения, в которой значения параметров и возможные нагрузки на элементы конструкций могут превышать соответствующие стационарные значения.

На практике существует возможность того, что на этапе запуска струи стартовая ударная волна взаимодействует со стартовой волной из расположенного рядом канала. Поэтому имеется необходимость выяснения как реализующейся при этом структуры течения, так и значений параметров на нестационарной стадии такого процесса. Дальнейшее усложнение картины течения происходит при наличии поперечного потока.

В данной работе такие взаимодействия исследуются численно. Показываются возможности улучшения понимания структуры течения посредством применения как подвижных расчетных сеток, так и алгоритмов обработки результатов расчетов с целью выявления структур разрывов. Приводятся примеры моделирования конкретных течений.

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ УДАРНЫХ ВОЛН ВБЛИЗИ ЦИЛИНДРА НА ПЛАСТИНЕ В ПРИСУТСТВИИ СЖИМАЮЩЕГО КЛИНА

В.Я. Боровой, А.А. Максименко, В.Н. Радченко, А.С. Скуратов
skuratov.ark@yandex.ru

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

Взаимодействие скачков уплотнения с поверхностью летательного аппарата при гиперзвуковых скоростях полета является одной из фундаментальных проблем современной аэродинамики. Актуальность этой проблемы связана с практическими потребностями, возникающими при разработке гиперзвуковых летательных аппаратов сложной формы (с воздухозаборником, крылом и аэродинамическими органами управления).

В работе [1] были представлены результаты исследования влияния притупления передней кромки пластины на теплообмен в окрестности цилиндра, установленного на разных расстояниях от передней кромки. Показано, что притупление передней кромки приводит к заметному снижению теплообмена на пластине в области взаимодействия в окрестности цилиндра вследствие образования на поверхности пластины высокоэнтропийного слоя с пониженной плотностью.

В данной работе аналогичные исследования проведены в присутствии сжимающего клина, который генерирует ударную волну, перпендикулярную плоскости пластины.

Исследования проводились в ударной аэродинамической трубе УТ-1М при числе $M_\infty=5$ в диапазоне числа Рейнольдса $Re_{\infty,L} = (0.6...4.0)10^7$ ($L = 377$ мм – длина пластины). Для измерения теплового потока использовался панорамный метод люминесцентных преобразователей температуры (TSP).

Секция 7

Показано, что в отличие от работы [1], в данном случае притупление передней кромки пластины влияет на теплообмен неоднозначно, а именно, в некоторых диапазонах радиусов притупления теплообмен в области взаимодействия ослабляется, а в некоторых усиливается. По-разному, в зависимости от радиуса притупления передней кромки пластины, влияет на теплообмен и удаление цилиндра. Показано, что картина теплообмена зависит от типа взаимодействия ударных волн от передней кромки пластины, клина и от цилиндра.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты №№ 14-01-00378 и 17-01-00339).

Литература

1. В.Я. Боровой, А.А. Максименко, В.Е. Мошаров, В.Н. Радченко, А.С. Скуратов. Течение и теплообмен при взаимодействии цилиндрических ударных волн. // Сборник тезисов ХLI академических чтений по космонавтике. Москва, 2017, с. 124-125.

О СТРУКТУРЕ ТЕЧЕНИЯ ОКОЛО РОМБОВИДНЫХ КРЫЛЬЕВ ПРИ НЕСИММЕТРИЧНОМ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ

М.А. Зубин, Ф.А. Максимов, Н.А. Остапенко ostap@imec.msu.ru

НИИ механики МГУ, Москва

Представлены результаты численного исследования несимметричного обтекания ромбовидного крыла с углами раскрытия $\gamma = 240^\circ$ и при вершине консолей $\beta = 45^\circ$ на режимах с присоединенными ударными волнами или центрированными волнами разрежения на передних кромках при числах Маха $M = 3 \dots 10$. В рамках модели идеального газа разработаны вычислительные коды второго порядка аппроксимации на специальных сетках, позволившие получить оригинальные данные о несимметричном обтекании ромбовидных крыльев.

Обнаружено широкое разнообразие ранее неизвестных схем течения в ударном слое в зависимости от числа Маха, углов атаки и скольжения, обусловленное наличием точки излома поперечного контура крыла. В частности, срыв потока с наветренной консоли и наличие вихря на режимах обтекания со скольжением и с дозвуковым (поперечным) течением в окрестности центральной хорды крыла; существование транс- и сверхзвукового течения по обводу вихря и в возвратном потоке около стенки подветренной консоли с образованием ударных волн при увеличении угла скольжения. Для одной из последовательностей схем течения, имеющих место при умеренных числах Маха невозмущенного потока с ростом угла скольжения, характерно сближение точки растекания линии тока, замыкающей вихрь, и узла линий тока на поверхности подветренной консоли. При реализации в окрестности точки излома контура условий, допускающих существование центрированной волны разрежения, вихрь сдвигается вниз по потоку вдоль поверхности крыла, а перед ним образуется ударная волна. После «слияния» указанных точки растекания и узла линий тока на подветренной консоли остается лишь точка стекания, в которую входят линии тока, идущие от передних кромок крыла, и вихревая особенность Ферри над ней. При гиперзвуковых числах Маха и больших углах скольжения на поверхности подветренной консоли реализуется лишь узел линий тока.

В экспериментах при числе $M = 3$ с использованием различных методов, в частности – специального теневого метода для визуализации конических течений, подтверждено существование схем обтекания с образованием вихря на подветренной консоли крыла в окрестности центральной хорды. В возвратном потоке внутри вихря обнару-

жен отрыв турбулентного пограничного слоя, который существует при дозвуковой скорости возвратного течения и исчезает при достижении ею скорости звука.

На основании известных данных [Зубин М.А., Остапенко Н.А. ДАН. 2011. Т. 438. С. 189-193.] можно прогнозировать, что внутренний отрыв появится вновь под действием ударной волны соответствующей интенсивности при сверхзвуковой скорости течения в возвратном потоке.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проекты №№ 15-01-02361, 18-01-00182).

ИМИТАЦИЯ ОБТЕКАНИЯ ВХОДНЫХ УСТРОЙСТВ ГЛА

М.А. Котов, Л.Б. Рулева, С.И. Солодовников, С.Т. Суржиков
ruleva@ipmnet.ru, mikhail_kotov88@mail.ru

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва

При экспериментальных исследованиях на гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе (ГУАТ) моделировались условия обтекания газовыми потоками моделей входных устройств ГЛА на числах Маха $M = 7$. Моделями служили пары полуклиньев, причем нижний полуклин выполнен в виде острой или затупленной кромки, а верхний полуклин имел ряд конструктивных вариантов. Он был представлен изломами плоскостей в виде одинарного, двойного [1,2] и тройного углов, с острыми и затупленными кромками. Часть области контактного взаимодействия ударных волн, отраженных от поверхностей в парной модели, была ограничена прозрачной стенкой.

В экспериментах были получены видеофильмы процессов обтекания в виде теневых картин с фиксацией фрагментов концентрации ударных волн на поверхностях моделей, областей стационарных и нестационарных течений, с частотой 2000 кадров/с. Поля течений регистрировались датчиками. Экспериментальные исследования использовались для подтверждения расчетов, выполненных по авторским кодам, разрабатываемым в ИПМех РАН. С их помощью решалась фундаментальная задача: «Создание расчетно-теоретических моделей гиперзвуковых течений с учетом неравновесных физико-химических процессов и селективного теплового излучения». Поэтому моделирование условий обтекания моделей перспективных летательных аппаратов и их фрагментов обеспечивалось режимами работы ГУАТ и степенью глубокого вакуумирования камер, т.е. современными техническими средствами в экспериментах.

Литература

1. Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Модель полуклина двойного угла в газодинамическом потоке // XLI Академические чтения по космонавтике, 2017 г., МГТУ им. Н.Э. Баумана. С. 146-147.
2. M.A. Kotov, L.B. Ruleva, S.I. Solodovnikov and S.T. Surzhikov Experimental and numerical study of supersonic flow over two blunted wedges // 2017 J. Phys.: Conf. Ser. 815 012025 IOP Conf. Series: Journal of Physics: Conf. Series 815 (2017) / (<http://iopscience.iop.org/1742-6596/815/1/012025>).

Секция 7

ВОЛНОЛЕТЫ НА ПЛОСКИХ УДАРНЫХ ВОЛНАХ С МАКСИМАЛЬНЫМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ КАЧЕСТВОМ

Н.А. Остапенко, С.С. Страдомский ostap@imec.msu.ru

НИИ механики МГУ, Москва

Решена задача о форме волнолета максимального аэродинамического качества, построенного на плоской ударной волне, при двух изопериметрических условиях: заданы удельный объем волнолета и коэффициент подъемной силы. Верхняя поверхность волнолета – поверхность тока невозмущенного потока, нижняя – цилиндрическая поверхность с образующими, составляющими угол α с направлением скорости невозмущенного потока. Передняя кромка волнолета – кривая, расположенная в плоскости ударной волны, генерируемой нижней поверхностью волнолета и составляющей угол θ с направлением набегающего потока. Если передняя кромка не выходит на донный срез волнолета, то в его конструкции предусмотрены боковые шайбы треугольной формы с углом θ между их кромками, одна из которых расположена на верхней поверхности волнолета, другая – в плоскости ударной волны. Шайбы препятствуют перетеканию газа через боковые кромки и, следовательно, обеспечивают постоянное давление на нижней поверхности волнолета. Кроме давления в модели взаимодействия потока с поверхностями волнолета присутствует трение, изменяющееся, как на пластине, независимо вдоль каждой хорды от передней к задней кромке.

Ранее было получено решение задачи, когда функции, описывающие переднюю кромку и донный срез волнолета, независимы.

Существенное отличие рассматриваемой задачи от упомянутой состоит в задании донного среза у искомого волнолета максимального аэродинамического качества, состоящего из двух симметричных плоских поверхностей, что представляется важным конструктивным решением в приложениях, обеспечивающим удобную установку различных энергетических и управляющих элементов летательного аппарата.

Экстремаль – распределение длины хорды волнолета в плане по размаху – находится с использованием метода локальных вариаций, адаптированного к вариационной задаче с двумя указанными выше изопериметрическими условиями. Тестовые расчеты показали сходимость к одному решению от разных начальных форм волнолета в плане с одинаковыми удельными объемами и коэффициентами подъемной силы.

Определена форма оптимального волнолета при различных комбинациях определяющих параметров и состояниях пограничного слоя. Показано, что при фиксированном значении коэффициента подъемной силы в плоскости удельный объем – аэродинамическое качество K для начальных эквивалентных контуров, построенных в плане из отрезков прямых, существует предельная кривая, которая делит область изменения параметров на две. В подобласти, расположенной над указанной кривой, оптимальные контура содержат боковые шайбы, а под кривой – не содержат боковых шайб и имеют меньший по сравнению с исходным контуром полуразмах. В точках, лежащих на кривой, оптимальный волнолет не содержит боковых шайб, а его полуразмах остаётся таким же, как у начального эквивалентного волнолета. Показано, что при уменьшении угла α аэродинамическое качество у оптимальных волнолётов увеличивается. В то же время, угол скоса задней кромки волнолёта слабо влияет на его аэродинамическое качество. Изменение состояния пограничного слоя от ламинарного к турбулентному приводит к уменьшению K у оптимальных волнолётов. Рост числа Маха при сохранении состояния пограничного слоя приводит к увеличению аэродинамического качества. Установлено, что превышение аэродинамического качества у

оптимального волнолета может составлять несколько процентов по сравнению с качеством эквивалентного волнолета, выбранного в качестве начального приближения.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проекты №№ 15-01-02361, 18-01-00182).

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ РАЗЛИЧНЫХ КОНФИГУРАЦИЙ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА WAWERIDER

Д.С. Яцухно

yatsukhno-ds@rambler.ru

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва

В конце 50 х годов была предложена аэродинамическая конфигурация летательного аппарата, который использует форму образующейся при его обтекании ударной волны для увеличения подъемной силы, действующей на несущую поверхность. Этот аппарат получил название Волнолет (с англ. Waverider).

В данной работе рассматриваются особенности изменения аэродинамических характеристик нескольких конфигураций высокоскоростного летательного аппарата (ВЛА) Waverider при различных углах атаки и скоростях набегающего потока. Для некоторых моделей ВЛА выполнено сравнение результатов расчетов основных аэродинамических характеристик с экспериментальными данными. Также представлены пространственные распределения основных газодинамических параметров. Для численного решения нестационарной системы уравнений Навье–Стокса применялся компьютерный код UST3D, в котором была реализована модификация метода расщепления по физическим процессам, основанная на использовании неструктурированных сеток. Приближенное решение задачи о распаде произвольного разрыва было выполнено с использованием метода донорных ячеек.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛЕТА ОСКОЛКОВ МЕТЕОРНОГО ТЕЛА С СОУДАРЕНИЯМИ

В.Т. Лукашенко^{1,2,3}
Ф.А. Максимов^{1,2}

lukashenko-vt@yandex.ru,
f_a_maximov@mail.ru

¹ИАП РАН

²МГУ им. М.В. Ломоносова

³ВЦ ФИЦ ИУ РАН, Москва

В [1] предложен метод моделирования течения около системы тел. В [2] представлена адаптация и результаты использования этого метода для решения сопряженной задачи, когда аэродинамическая и баллистическая задачи решаются параллельно. Из-за различия в действующих аэродинамических силах на каждое тело конфигурация системы из осколков метеорного тела в динамике изменяется. Достаточно часто это приводит к тому, что тела сближаются и сталкиваются. В докладе приведен алгоритм для моделирования подобного соударения тел.

Разработанный метод моделирования динамики с учетом соударений применен для решения задачи о полете системы из двух одинаковых тел, расположенных вдоль потока, и при смещении сзади расположенного тела в боковом направлении.

Секция 7

В первом случае сзади расположенное тело из-за меньшего аэродинамического сопротивления догоняет впереди расположенное тело и при соударении передает часть кинетической энергии. Рассмотрены модели абсолютно упругого и абсолютно неупругого ударов. При абсолютно упругом ударе сзади расположенное тело отстает из-за уменьшения собственной скорости, но со временем из-за меньшего замедления опять догоняет впереди расположенное тело. Таким образом цикл повторяется. При абсолютно неупругом ударе тела летят вместе. Приведено обобщение для расчета неупругого соударения с частичной диссипацией кинетической энергии.

Во втором случае на тело, находящееся в следе, действует не только продольная, но и боковая сила. Если это тело находится в области течения, возмущенной впереди летящим телом, то оно меньше тормозится, а боковая сила направлена к линии, вдоль которой летит впереди летящее тело. Это приводит к столкновению, после которого тела разлетаются в разных направлениях.

Литература

1. Максимов Ф.А. Сверхзвуковое обтекание системы тел // Компьютерные исследования и моделирование. — 2013. — Т. 5. — № 6. — С. 969–980
2. Лукашенко В.Т., Максимов Ф.А. Математическая модель разлета осколков метеорного тела после разрушения // Инженерный журнал: наука и инновации. — 2017. — Вып. 9.

ИНЖЕНЕРНАЯ МЕТОДИКА ОЦЕНОК ВЛИЯНИЯ ТУРБУЛЕНТНОСТИ АТМОСФЕРЫ НА ИНТЕНСИВНОСТЬ ЗВУКОВОГО УДАРА

П.П. Воротников, А.Ф. Киселёв, Т.М. Притуло

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

Проблема воздействия звукового удара (ЗУ) на людей и окружающую среду стала актуальной в начале 70-х годов XX века, когда в небе появились отечественный сверхзвуковой пассажирский самолет Ту-144 и англо-французский «Конкорд». После некоторого ослабления интереса к сверхзвуковому транспорту в 80-х годах ввиду его экономической неэффективности в начале 90-х годов ведущие авиационные страны и компании развернули исследования возможности и целесообразности создания сверхзвуковых пассажирских самолетов второго поколения (СПС-2). Актуальность этой задачи не уменьшилась и в наши дни. В особенности большой интерес проявляется к малоразмерным сверхзвуковым административным (деловым) самолетам (СДС) массой от 40 до 60 т. Полеты самолетов гражданского флота, с их регулярностью и привязкой к крупным городам, вывели проблему ЗУ в центр внимания.

Созданный за последние годы инструментарий позволяет достаточно надежно предсказывать уровень звукового удара в детерминированных (номинальных) условиях, когда состояние неоднородной атмосферы в масштабах времени распространения звукового удара остается неизменным и в ней отсутствуют турбулентные возмущения [1]. Вопрос о влиянии на звуковой удар атмосферной турбулентности остается менее ясным. Анализ результатов летных исследований приводит к выводу, что интенсивность звукового удара на поверхности земли может быть существенно больше (или, наоборот, меньше), чем номинальное расчетное значение, и это скорее правило, чем исключение. Особенно существенным влияние окружающей среды может быть как раз в случае полёта малоразмерных самолётов.

В представленном исследовании рассматриваются полёты сверхзвуковых летательных аппаратов с учётом реальных свойств атмосферы. При этом принимается во внимание, как температурный фактор, так и влияние ветровых нагрузок и атмосфер-

ной турбулентности на прохождение волны звукового удара, её протяжённость и интенсивность. Выполнена расчетная оценка влияния кинематической турбулентности атмосферного пограничного слоя (АПС) и облачности нижнего и среднего яруса на уровень звукового удара от СГС в крейсерском сверхзвуковом полете. Расчеты были выполнены для АПС высотой 1000 м, 2000 м и 3000 м, а также при наличии облаков среднего яруса (высокослоистых и высококучевых) с верхней границей 4000 м и 5000 м с разной интенсивностью турбулентных пульсаций.

Литература

1. Чернышев С.Л. Звуковой удар. — М.: Наука, 2011. — 351 с.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ТРЕХМЕРНОГО ОБТЕКАНИЯ ОСЕСИММЕТРИЧНОГО ТЕЛА С КОЛЬЦЕВЫМ ВЫСТУПОМ НА ПОВЕРХНОСТИ

М.М. Симоненко, А.Ф. Зубков

sim1950@mail.ru

НИИ механики МГУ, Москва

Представлены результаты экспериментального исследования сверхзвукового обтекания заостренного на конус осесимметричного цилиндрического тела с кольцевым прямоугольным выступом на внешней поверхности под углами атаки. Подобные конфигурации тел встречаются во многих технических приложениях. Несмотря на относительно простую конструкцию, при сверхзвуковом обтекании такого тела под углом атаки формируется довольно сложное отрывное течение. Изучение особенностей трехмерного сверхзвукового отрывного обтекания таких тел имеет важное практическое значение при выборе оптимальных конструктивных схем объектов, движущихся в атмосфере со сверхзвуковой скоростью.

Экспериментальная модель включала осесимметричный цилиндрический корпус с плоским торцом. Внутри корпуса соосно с ним смонтирована выдвижная цилиндрическая штанга меньшего диаметра, снабженная коническим наконечником. Прямоугольный кольцевой выступ образован поверхностью корпуса и штанги. Эксперименты выполнены в аэродинамической трубе А 7 НИИ механики МГУ при $M = 3$. В ходе эксперимента варьировались длина штанги L (расстояние от выступа до основания конического наконечника) и угол атаки α . Осуществлялась скоростная съемка шлирен-изображений картин течения, также регистрировалось давление на поверхности выступа в равноудаленных от оси симметрии точках.

По результатам визуализации установлено, что при увеличении α и достаточно больших L протяженность отрыва перед выступом сокращается на наветренной стороне и выходит на асимптоту, а на подветренной стороне – увеличивается, при этом на подветренной стороне наблюдаются интенсивные пульсации потока. На наветренной стороне выступа давление возрастает при увеличении α и слабо зависит от L , в то время как на подветренной стороне давление меняется немонотонно при изменении L и α и может превышать по величине давление на наветренной стороне выступа в определенном диапазоне изменения варьируемых параметров.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 15-01-99623).

Секция 7

ОТДЕЛЬНЫЕ АСПЕКТЫ ВОЗДЕЙСТВИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ТЕЧЕНИЙ НА СООРУЖЕНИЕ

А.Г. Сенникова

anna20081801@rambler.ru

АО «КБ специального машиностроения», Санкт-Петербург

Рассмотрены принципы затекания внешнего течения в заглубленное сооружение типа вентиляционной шахты. Показано, что выбранная схема заглубленного сооружения дает возможность оптимально оценить воздействие нестационарного течения при разных характеристиках внешнего течения. Задача решается в трехмерной постановке в пакете CFD моделирования ANSYS–Fluent. Дано описание используемой математической модели.

Цель исследования – определение параметров газодинамического течения в заглубленном сооружении при затекании в него ветрового потока повышенной температуры.

Полученные результаты дают возможность предусматривать мероприятия для защиты отдельных, наиболее нагруженных элементов или всего сооружения при разработке перспективных объектов. В некоторых сооружениях, находящихся на данный момент в эксплуатации, в которых подобные мероприятия не учтены, доработка не представляется целесообразной. Благодаря знанию законов изменения нагрузок в зависимости от параметров приземного течения и от конструктивных особенностей сооружения можно повысить эффективность заглубленных сооружений типа вентиляционных шахты.

МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПРОЦЕССОВ В ПРОГРАММЕ FLUENT, ПРИМЕНИТЕЛЬНО К СООРУЖЕНИЮ

А.Г. Сенникова

anna20081801@rambler.ru

АО «КБ специального машиностроения», Санкт-Петербург

Развитие вооружения и военной техники выдвигает повышенные требования к обеспечению защищенности стратегических комплексов при ударном воздействии и к сокращению времени нанесения ответного удара. Наиболее сложными и наименее изученными являются газодинамические процессы внешнего воздействия при открытой крыше сооружения. В настоящее время появляется возможность полноценного теоретического исследования с использованием современных компьютерных и программных средств расчета.

Цель исследования – определение параметров газодинамического воздействия на сооружение, вызванных затеканием течения воздуха после открытия крыши.

Процессы старта изделий из сооружения сопровождаются значительными нестационарными силовыми, а также тепловыми нагрузками на сооружение. В работе используется теоретический метод исследования с использованием современных вычислительных и программных средств расчета газодинамических процессов, таких как программный комплекс ANSYS, в котором выполнены основные расчеты.

В результате выполненной работы полученные результаты дают возможность предусматривать мероприятия для защиты отдельных, наиболее нагруженных элементов или всего сооружения при разработке перспективных комплексов. В некоторых сооружениях, находящихся на данный момент в эксплуатации, в которых подобные мероприятия не учтены, доработка не представляется целесообразной. Благодаря зна-

нию законов изменения нагрузок в зависимости от параметров приземного течения и от конструктивных особенностей сооружения можно повысить надежность старта выбором оптимального времени после ударного воздействия. В дальнейшем планируется выполнить расчет с применением уточненных параметров окружающей среды.

УСЛОВИЯ ВОЗНИКНОВЕНИЯ СВОБОДНОВИСЯЩИХ ЦИРКУЛЯЦИОННЫХ ЗОН В СВЕРХЗВУКОВЫХ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ УСКОРЯЮЩИХСЯ ПОТОКАХ

А.В. Савин, Е.И. Соколов

falcon_falcon@list.ru

БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Настоящая работа является логическим продолжением исследований возможности формирования свободновисящих возвратных течений – циркуляционных зон (СЦЗ) в сверхзвуковых осесимметричных недорасширенных струях [1].

Доклад состоит из трёх частей. В первой части на основе решения с постоянной плотностью для приосевой области дозвукового потока за диском Маха (ДМ) сильно недорасширенной струи ($n = \rho a / \rho_\infty \gg 1$) анализируется принципиальная возможность возникновения двух точек торможения за ДМ. В отличие от [1], рассматривается течение с переменным полным давлением перед ДМ. Рассматриваются возможности регулирования параметров гиперзвукового потока ($M \gg 1$) перед ДМ для создания необходимых условий формирования СЦЗ.

Во второй части доклада проводится анализ качественной картины течения в осевых до- и сверхзвуковых потоках, формирующихся за тройной конфигурацией (ТК) ударных волн (ДМ, всячий и отраженный скачки). Рассматривается модельная задача, когда ДМ заменяется непроницаемой поверхностью такого же радиуса, и с помощью модели Чепмена–Корста определяется донное давление в образующейся циркуляционной зоне. Анализируется возможность сохранения ЦЗ при ненулевом расходе через модельную поверхность и возможность реализации такого условия в реальном течении за ДМ. Формулируются условия перепада полных давлений на тангенциальном разрыве, порожденном ТК, для формирования СЦЗ.

В третьей части доклада анализируются возможности технической реализации сформулированных условий формирования СЦЗ в недорасширенных струях и других ускоряющихся сверхзвуковых потоках.

Литература

1. Савин А.В., Соколов Е.И. Анализ условий формирования свободновисящих циркуляционных зон в сверхзвуковых недорасширенных струях // Материалы XI Международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (NPJ 2016), 25 – 31 мая 2016г., Алушта. – М.: Изд-во МАИ, 2016. С. 189 – 191

Секция 7

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ТЕЧЕНИЯ СТРУИ ЖРД МТ, ВОЗДЕЙСТВУЮЩИХ НА ПРИЛЕГАЮЩУЮ ПОВЕРХНОСТЬ В ПРИСУТСТВИИ ЭКРАНОВ ГЗУ

А.С. Балакин

balakin.as@yandex.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королева, Королев

Функционирование различных систем и устройств орбитальных станций, таких как жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРД МТ), сопровождаются периодическим выбросом в космос жидких продуктов неполного сгорания (ПНС) топлива. Под воздействием струи элементы конструкции КА подвергаются силовому, тепловому и физико-химическому воздействию. Также существует опасность попадания токсичных ПНС внутрь станции на скафандрах космонавтов. В связи с этим очень остро стоит проблема загрязнения Международной космической станции (МКС).

При работе ЖРДМТ, которые, в частности, используются как двигатели ориентации (ДО) на кораблях и модулях МКС выброс ПНС происходит практически в полную сферу – от 0 до 180° относительно оси струи. Установка около сопел ДО специальных экранов – газодинамических защитных устройств (ГЗУ) – позволило существенно уменьшить величину обратных потоков капельной фазы. В ходе модельных экспериментов проведено исследование экранирующих характеристик ГЗУ [1].

Целью работы является численное исследование параметров течения периферийной зоны струи ДО служебного модуля (СМ) МКС с учетом взаимодействия струи с экранами ГЗУ и контрольной поверхностью планшета «Кромка 1».

С помощью программного пакета FloEFD произведен расчет параметров струи, воздействующей на планшет космического эксперимента «Кромка 1». Эти исследования необходимы для уточнения параметров загрязняющего воздействия ДО и экранирующих характеристик ГЗУ, представленных ранее в [2]. По результатам расчетов наблюдается удовлетворительная корреляция расчетных и экспериментальных данных.

Литература

1. В.Н. Ярыгин, Ю.И. Герасимов и др. Газодинамические аспекты проблемы загрязнения Международной космической станции. 1. Модельные эксперименты // Теплофизика и аэромеханика. Т. 10, № 2. Новосибирск, 2003. С. 279-296.
2. Ю.И. Герасимов, А.Н. Крылов и др. Газодинамические аспекты проблемы загрязнения Международной космической станции. 2. Натурные эксперименты // Теплофизика и аэромеханика. Т. 10, № 4. Новосибирск, 2003. С. 575-586.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЙ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ

И.И. Юрченко, А.С. Кудинов, А.Г. Клименко rocket1@yandex.ru

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», Москва

В настоящее время в проектных разработках большое внимание уделяется двигателям малой тяги, которыми оснащаются как разгонные блоки, космические аппараты, так и системы спасения, возвращения и посадки. В связи с многообразием компоновочных решений с применением малых двигателей в поле действия их струй могут попадать различные конструктивные элементы, поверхности которых будут испытывать тепловое и загрязняющее воздействие. В значительной степени воздействие от

струи зависит от соотношения компонентов топлива, определяющих параметры на срезе сопла, параметры струи в пространстве и состав возможных конденсированных частиц.

Данные по исследованию воздействия струй в диапазоне показателей изоэнтропы от 1.1 до 1.3 в литературе крайне редки, в основном приводятся эксперименты на воздухе и на углекислом газе.

В работе представлены результаты исследований высокотемпературной струи двигателя малой тяги с диаметром выходного сечения 8 мм с различным соотношением кислорода и керосина на пластину. Давление в камере сгорания находилось в интервале от 9 атм до 10 атм, расчетная температура в камере сгорания в пределах от 1500 К до 2700 К.

Описана установка и метод определения давления и тепловых потоков при воздействии высокотемпературной струи на поверхность измерительной пластины при истечении в затопленное пространство. Получена визуализация течения на пластине и осаждение дисперсных частиц сажи. Определена ее концентрация в периферийной части струи.

Оказалось, что соотношение компонентов топлива в интервале $K_m = 0.99...1.59$ слабо влияет на распределение давления в измерительных точках. Измерения давлений в ядре струи близки к давлениям в звуковой точке при обтекании сферы. Измерения тепловых потоков в ядре струи хорошо согласуются с расчетом по корреляционным методикам сжимаемых течений с использованием расчетных термодинамических параметров, соответствующих реализовавшемуся соотношению компонентов топлива.

НАТЕКАНИЕ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ НА ПРЕГРАДУ ВБЛИЗИ СРЕЗА СОПЛА

И.И. Юрченко, А.С. Кудинов, А.Г. Клименко rockot1@yandex.ru

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», Москва

Проведены исследования воздействия высокотемпературной перерасширенной струи на компонентах кислород/керосин, истекающей в затопленное пространство с атмосферным давлением. Параметры струи на срезе сопла варьировались посредством изменения соотношения компонентов топлива. Показатель изоэнтропы струи на срезе сопла находился в диапазоне от 1.2 до 1.3 при значениях температуры торможения от 1500 К до 2700 К, что дополняет экспериментальные данные, полученные на воздухе или углекислом газе без подогрева.

В первую бочку струи устанавливалась измерительная пластина, захватывающая периферийную часть струи, на которой устанавливались датчики теплового потока и давления. Визуализация струи и зоны взаимодействия с пластиной была затруднена из-за излучающих частиц сажи, которые образовались при горении. Следы прожигания и направление сноса расплавленного материала на поверхности пластин при натекании высокотемпературной струи были использованы для построения качественной картины течения. Идентичность следов повреждения измерительных пластин указывает на стабильность положения висячих скачков уплотнения первой бочки при изменениях параметров струи от пуска к пуску.

Получены значительные тепловые потоки в периферийной области струи, являющиеся следствием разворота не только слоя смешения, но и части горячего потока внутри бочки. Также при $K_m > 0.99$ в периферийной части давление медленно падает с течением времени, что может быть следствием эжекции струей внешнего воздуха. Распределение тепловых потоков на пластине слабо зависит от соотношения компо-

Секция 7

нентов топлива в интервале $Km = 0.99...1.59$, и его разброс является следствием влияния длины первой бочки, зависящей от реализовавшегося в каждом пуске давления в камере сгорания.

Измерения в периферийной части струи являются материалом для дальнейших обобщений. Исследования будут продолжены на более крупном сопле.

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕРАВНОВЕСНОГО ТЕПЛОБМЕНА ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ГИПЕРЗВУКОВОГО ПОТОКА НА МАТЕРИАЛЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Б.Е. Жестков, И.В. Сенюев, М.М. Целунов, В.В. Штапов
bzhestkov@mail.ru

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

При полете гиперзвукового летательного аппарата (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 молекулы воздуха диссоциируют на атомы, возникают возбужденные частицы и ионы. Образующаяся плазма приводит к эрозии теплозащиты, а рекомбинация атомов на поверхности может существенно увеличить тепловой поток. Сложные физико-химические процессы при взаимодействии высокоэнтальпийного гиперзвукового потока с поверхностью очень важны, но в настоящее время изучены недостаточно хорошо. Данная работа посвящена изучению неравновесного теплообмена при сверхвысоких температурах (до 3000 К).

Для создания нового поколения ГЛА остро необходимы эрозиянностойкие материалы на температуры 2600 К. Эти материалы и протекающие при взаимодействии высокоскоростного плазменного потока с поверхностью физико-химические процессы необходимо исследовать в условиях, моделирующих натурные. АДТ ВАТ-104-ЦАГИ позволяет моделировать условия высокоскоростного полета на высотах 60...100 км. Подогрев газа АДТ-ВАТ-104 осуществляется с помощью индукционного подогревателя, позволяющего получать спектрально чистый поток газа, высокую стабильность и повторяемость режимов (отклонения не превышают 3%). Температура торможения составляет $T_0 = 5000...10000$ К, энтальпия $i_0 = 10...45$ МДж/кг. Скорость потока равна 4...5 км/с., числа Маха $M = 4...8$, тепловой поток $Q = 0.1...10$ МВт/м². Особенности установки и методики исследования термохимической устойчивости образцов материалов в гиперзвуковом потоке плазмы представлены в [1,2].

Проведены исследования при температурах образцов 1500...3000 К каталитической активности материалов, характеризующей эффективность рекомбинации атомов на поверхности аппарата. Разработанные методика и техника высокотемпературных испытаний образцов материалов позволили получить целый ряд важных результатов по неравновесному теплообмену и свойствам высокотемпературных материалов. Обнаружено [3,4], что у высокотемпературных керамик на базе диборидов гафния и циркония, являющихся низкокatalитическими, при повышении температуры до 1800...2000 К резко увеличивается каталитическая активность. Температура передней поверхности испытываемого образца скачком увеличивается на 600...1000 К, тепловой поток возрастает в 3–5 раз, а константа скорости гетерогенной рекомбинации увеличивается до $K_w = 20...30$ м/с. Это объясняется образованием на передней поверхности термобарьерной пленки с высокой каталитической активностью. Наблюдающийся эффект связан с потерей SiO_2 и окислением диборидов гафния и циркония до диоксидов куби-

ческой модификации. Особый интерес представляет образующаяся термобарьерная пленка. На пленке толщиной 0.5 мм реализуется перепад температур до 1800 К.

Константа скорости гетерогенной рекомбинации K_w определялась модифицированным расчетно-экспериментальным способом по разности теплового потока к исследуемому и эталонному образцу и каталитической активности эталонного образца [5]. Оба образца теплоизолированы и исследуются в идентичных условиях. С помощью параметрического численного моделирования обтекания и теплообмена модели рассчитывается производная dT_w/dK_w [5]. Значение K_w исследуемого образца определяется через значение K_{ws} для эталонного образца и измеренную в эксперименте разность температур исследуемого и эталонного образцов $K_w = K_{ws} + (dK_w/dT_w) \Delta T$.

Литература

1. Жестков Б.Е. Исследование термохимической устойчивости теплозащитных материалов // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV. № 5. С. 62-77.
2. Жестков Б.Е., Штапов В.В. Методика исследования образцов материалов в гиперзвуковом потоке плазмы // Заводская лаборатория. 2016, т. 82, № 12, с. 58-65.
3. A.V. Vaganov, B.E. Zhestkov, Yu.B. Lyamin, V.Z. Poilov, E.N. Pryamilova. Methodology of Investigation of Ultra High Temperature Ceramics Thermochemical Stability and Catalycity // AIP Conference Proceedings 1770, 030097 (2016); doi: 10.1063/1.4964039.
4. Гращенков Д.В., Евдокимов С.А., Жестков Б.Е., Солнцев С.Ст., Штапов В.В. Исследование термохимического воздействия потока воздушной плазмы на высокотемпературный керамический композиционный материал // Авиационные материалы и технологии. 2017. № 2 (47). С. 31-40.
5. И.В. Егоров, Б.Е. Жестков, В.В. Шведченко. Определение каталитической активности материалов при высоких температурах в гиперзвуковой трубе ВАТ 104. // Ученые записки ЦАГИ, 2014. № 2.

КОСМИЧЕСКИЙ ТЕРМОСТАТ И ИЗЛУЧЕНИЕ В ЗАДАЧАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

М.Я. Иванов¹
В.К. Мамаев¹
Ю.И. Малахов²
Г.Ф. Савельев²

ivanov@ciam.ru,
mamaev@ciam.ru
malakhovyu@yandex.ru
velevsa@yandex.ru

¹ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

²Национальный исследовательский университет «МЭИ», Москва

В первой части доклада представлены экспериментальные результаты по регистрации космического термостата (КТ) и сопутствующей ему материи в различных диапазонах спектра излучения: в ультрафиолетовом диапазоне – для низкоскоростной струи плазмы и в созвездии Дракона (согласно результатам, полученным на телескопе Хаббл), в видимом диапазоне – в случае явления солюлюминесценции, при сверхзвуковом обтекании самолета и при излучении сильных ударных волн, а также при изучении молекул и атомов; в инфракрасном диапазоне – от некоторых наземных объектов; в микроволновом диапазоне – для реликтового фонового излучения. Мы регистрируем преимущественно непрерывный спектр тепловой радиации в КТ. Представлено теоретическое обоснование наших экспериментальных результатов по исследованию КТ и сопутствующей ему материи. Мы также моделируем дискретный

Секция 7

спектр излучения в КТ. Для подтверждения этого показываем расчет линий Фраунгера С, F, G' и h, представляющих линии альфа, бета, гамма и дельта серии Бальмера излучения атома водорода.

Во второй части доклада показана необходимость учета наличия КТ и излучения в задачах проектирования аэрокосмических летательных аппаратов и силовых установок. Приведены характерные примеры [1,2].

Литература

1. M.Ja. Ivanov and V.K. Mamaev, "United conservation laws for aerospace propulsion processes, dark matter motion and some intellect background with experimental confirmation and practice applications". Proc. of the 6th European Conference for Aeronautics and Space Sciences. No.400. 29 June – 3 July 2015, Krakow, Poland.
2. M.Ja. Ivanov, V.K. Mamaev and Zheng Guanghua. "Air Breathing Engine Theory at the Space Thermostat Presence." Proc. of the 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences. No.017, 3-7 July 2017, Milan, Italy.

УПРАВЛЕНИЕ СОСТОЯНИЕМ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ВХОДЕ ВОЗДУХОЗАБОРНОГО УСТРОЙСТВА ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ПВРД С ПОМОЩЬЮ ТУРБУЛИЗАТОРОВ

С.В. Гусев, В.С. Захаров, Е.С. Прядко gusev.ser.v@yandex.ru, easy-f@yandex.ru, jek.klin@gmail.com

ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

В работе исследуется применение турбулизаторов как способа управления пограничным слоем с целью расширения границ автозапуска и повышения помпажных характеристик сверхзвуковых воздухозаборных устройств (ВЗУ) в составе высокоскоростного прямоточного двигателя. Влияние турбулизаторов рассматривалось на примере односкачкового модельного ВЗУ.

Исследование влияния турбулизаторов проводилось с помощью численного моделирования с применением RANS моделей турбулентности. В частности, использовалась четырехпараметрическая модель Transition SST. В качестве интегральной величины, характеризующий пограничный слой на входе ВЗУ, использовался формпараметр. Для исследуемых сверхзвуковых ВЗУ были определены помпажные характеристики.

Рассмотрены различные формы турбулизаторов: полусферические, тетраэдральные, пластинчатые лопатки. Проведено исследование их взаимного расположения и геометрических размеров. Использование турбулизаторов позволило увеличить пределы автозапуска ВЗУ и повысить предельное давление в камере двигательной системы.

ВОЗМОЖНОСТИ ОТКРЫТОГО ПАКЕТА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ГИПЕРЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ЛА

А.С. Крючкова, С.В. Стрижак pudjic@gmail.com, strijhak@yandex.ru

ИСП РАН, Москва

Изучение гиперзвукового режима обтекания ЛА имеет большое практическое значение для решения задач в ракетно-космической технике. Математической основой гиперзвуковой аэродинамики и теплообмена при наличии диссипативных и физико-

химических процессов являются уравнения многокомпонентной смеси, многотемпературной, химически реагирующей, релаксирующей и излучающей смеси газов и плазмы. В ударном слое при температурах воздуха $T \sim 8000...10000$ К начинается и протекает диссоциация в условиях еще не завершенной колебательной релаксации. Это приводит к колебательно-диссоциационному взаимодействию, диссоциация происходит во всех возможных колебательных уровнях. Константа диссоциации зависит от поступательной T_T и колебательной T_V температур. Модель С. Park (1988, 1989, 1993) предполагает, что константы скоростей диссоциации K_D для O_2 и N_2 являются функциями среднегеометрической температуры между поступательной и колебательной температурами. В работе рассматривалась возможность использования различных решателей (pisoCentralFoam, rhoCentralFoam) в составе OpenFoam и hy2Foam для расчета физико-химических процессов с использованием модели С. Park. Для моделирования N компонентной смеси использовались уравнение для сохранения массы, неравновесные уравнения Навье–Стокса, уравнение энергии и замыкающие соотношения (законы Дальтона, Фурье, Фика; соотношения Уилке, Гупта, уравнение Ландау–Теллера и другие). Для аппроксимации слагаемых в уравнениях использовались схемы 1 го порядка по времени и второго по пространству. Для аппроксимации конвективных слагаемых использовалась схема KNP. В качестве примера рассматривалась задача обтекания затупленного конуса при $M = 11.3$ и $M = 20$. Конус со сферическим носком имел радиус затупления $R_1 = 6.35$ мм и угол раскрытия в 25° по направлению к набегающему потоку. Исходные параметры задавались равными $p = 21.9$ Па, $\rho = 5.11 \cdot 10^{-4}$ кг/м³, $T = 144$ К, $K_n = 0.002$. Рассматривался ламинарный режим обтекания. Использовалась расчетная сетка с количеством ячеек 119800 гексаэдров и 200 призм. Время счета составило $T_{end} = 2.0 \cdot 10^4$ с. Рассматривался режим обтекания с моделью не реагирующего N_2 и моделью для химически неравновесного воздуха с 11 компонентами в высокотемпературной части потока и 19 реакциями. Проводилось сравнение результатов расчета с результатами эксперимента в гиперзвуковых трубах ЦНИИМАШ и CUBRC (2000).

ЧИСЛЕННЫЙ РАСЧЁТ И АНАЛИЗ ТУРБУЛЕНТНЫХ СЛЕДОВ ВЕТРОУСТАНОВОК С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОТКРЫТОЙ БИБЛИОТЕКИ SOWFA

М.Д. Калугин, А.С. Крючкова, С.В. Стрижак m.kalgin@ispras.ru, pudjic@gmail.com, strijhak@yandex.ru

ИСП РАН, Москва

Тенденции современного общества к поиску возобновляемых источников энергии обуславливают интерес крупнейших энергетических компаний к исследованиям в области ветроэнергетики. В настоящее время существует острая необходимость развития адекватного аппарата для проектирования как отдельных ветроустановок, так и крупных строящихся ветропарков в РФ. Важнейшим фактором при проектировании является возможность проводить правильную оценку энергетических и шумовых характеристик, а также интерференции между отдельными ветроустановками. Методы, используемые для расчётов работы установок в атмосферном пограничном слое, находятся на стадии активного развития. Национальной Лабораторией Возобновляемой Энергии (NREL) на базе несжимаемых решателей в составе открытого пакета OpenFOAM была разработана библиотека SOWFA, в составе которой имеется несколько решателей, в том числе для расчёта атмосферного пограничного слоя методом круп-

Секция 7

ных вихрей. Модель Actuator Line Model, присутствующая в библиотеке SOWFA, может быть использована для расчёта течения вблизи вращающихся лопастных турбин на фиксированной расчётной сетке, что значительно экономит вычислительные ресурсы и упрощает процесс счёта. Инженерная методика, используемая в модели, основана на представлении вращающихся лопастей в виде набора профилей с табулированными коэффициентами аэродинамических сил, в то время как их действие на поток моделируется посредством добавления в уравнение движения аэродинамической силы, спроецированной на расчётную сетку. В настоящей работе при помощи библиотеки SOWFA проводилось численное моделирование задач на базе экспериментов, организованных группами NOWITECH и NORCOWE. В трубных экспериментах исследовались режимы работы одного, двух и четырех модельных ветряков. При расчёте использовались неструктурированные расчётные сетки в 4-8 миллионов ячеек. Для вихреразрешающего моделирования использовались различные модели для расчёта подсеточной турбулентной вязкости. Полученные поля скорости и завихрённости были обработаны программами ScalaPOD и Imacal, с целью оценки вклада главных мод в общую кинетическую энергии турбулентных структур и оценки фрактальной размерности структур в различные моменты времени.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 17-07-01391).

О РЕЛАМИНАРИЗАЦИИ ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

Н.В. Самойлова

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

Исследуется осредненное течение в плоском турбулентном пограничном слое несжимаемой жидкости. В пограничных слоях с неблагоприятным градиентом давления внешнего потока, как известно, может возникать крайне нежелательное явление – отрыв потока, что приводит к резкому возрастанию сопротивления. Однако в некоторых случаях опасность отрыва существует и на режимах с благоприятным градиентом давления, поскольку в ускоренном потоке может начаться реламинаризация течения в пограничном слое, и, если далее имеет место локальное торможение потока (при соответствующей форме обтекаемой поверхности), то локально ламинаризованный слой может оторваться. То есть возникает ламинарный отрыв, поскольку ламинарный слой практически не выдерживает повышения давления.

Условия начала реламинаризации приведены в [1] на основе анализа опытных данных: $\beta < -0.5$. В [1] также дан обзор критериев реламинаризации, приведенных в литературе. В одних работах критерии вытекают из обобщения результатов экспериментов, другие получены теоретически для равновесных течений. В [2] приведен более точный критерий: $\beta = -N/(N+1)$ Здесь β – безразмерный градиент давления, параметр Клаузера; N – формпараметр. Это соотношение получено аналитически В.В. Михайловым [2] для автомодельного режима, причем оно не зависит от профиля скорости.

Утверждение, что автомодельный режим является началом реламинаризации основано на экспериментальных данных (например, [3]), которые показали, что профиль скорости на автомодельном режиме является логарифмическим. Однако иных доказательств такого вида профиля не приведено. В настоящей работе доказано, что вне зоны вязкого подслоя профиль скорости на автомодельном режиме является чисто логарифмическим. Пристеночный слой постоянного напряжения простирается вплоть до внешней границы пограничного слоя, стыкуясь с внешним течением через тонкий вязкий надслой. Таким образом, значительное увеличение области логариф-

мического участка свидетельствует о приближении к режиму начала процесса реламинаризации.

Литература

1. Михайлов В. В., Самойлова Н. В. О расчете коэффициента трения турбулентного пограничного слоя. Критерий реламинаризации слоя. // Ученые записки ЦАГИ. 2013. Т. XLVI, №6, с. 58–68.
2. Михайлов В. В., Самойлова Н. В. Автомодельное и предельное решения уравнений турбулентного пограничного слоя. Условия реализации парадокса Даламбера. // Ученые записки ЦАГИ. 2015. Т. XLVI, №3, с. 3 - 13.
3. Jones M. B., Marusic I., Perry A.E. Evaluation and structure of sink flow turbulent boundary layers // J. Fluid Mech. 2001. V. 428, p.1-27.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРОПРОВОДНОСТИ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ ДЕТАЛЕЙ СУ ЛА С УЧЕТОМ ВОЗДЕЙСТВИЯ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ СИЛ ИНЕРЦИИ

А.Р. Лепешкин

lepeshkin.ar@gmail.com

ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

Исследование температуропроводности материалов деталей силовых установок (СУ) летательных аппаратов (ЛА) в поле действия центробежных сил инерции является новой и сложной проблемой, решение которой имеет актуальное значение для авиакосмической техники, работающей в экстремальных условиях. Разработана методика определения температуропроводности и теплопроводности металлических материалов деталей газотурбинных двигателей (ГТД) и турбонасосных агрегатов (ТНА) в поле действия центробежных ускорений и сил. Приведены результаты исследований нестационарного нагрева (скоростей нагрева) теплопроводников (образцов материалов), расположенных в радиальном и окружном направлениях, в поле центробежных сил инерции. По полученным результатам представлены оценки температуропроводности и теплопроводности теплопроводников.

Лопатки турбин ГТД и ТНА работают при центробежных ускорениях (силах инерции) 100000...600000 м/с² и изменение температуропроводности материала в этих условиях можно ожидать существенным. Вероятно, неучет этого обстоятельства приводит к дополнительному различию температурных полей лопаток турбин, прогнозируемых расчетом и наблюдаемых в эксперименте.

В соответствии с разработанной методикой, исследования проводились в вакуумной камере на разгонном стенде, оснащенный автоматической системой управления частотой вращения электропривода и циклическим нагружением. Контроль за температурным состоянием теплопроводников, размещенных на вращающемся диске с нагревателем, производился компьютерной системой, оснащенной крейтом и измерительными платами.

Из анализа результатов экспериментальных исследований следует, что температуропроводность проводника на частотах вращения до 10000 об/мин возрастает в 2 и 3 раза. Причем в радиальном направлении температуропроводность возрастает больше на 40–50%, чем в окружном. В наблюдаемом новом эффекте температуропроводности присутствуют две составляющие: от действия центробежной силы инерции и растягивающей центробежной нагрузки. Указанный рост температуропроводности существенно связан с увеличением средней скорости движения свободных электронов (носителей тепла, обладающих массой) в поле центробежных сил инерции.

Секция 7

КОНЦЕНТРАЦИОННЫЕ ПРЕДЕЛЫ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ПЛАМЕНИ В БИНАРНЫХ И ТРЕХКОМПОНЕНТНЫХ СМЕСЯХ ГОРЮЧИХ ГАЗОВ С ВОЗДУХОМ

В.А. Левин^{1,2,3} levin@imec.msu.ru, levin@iacp.dvo.ru
Н.Е. Афонина¹, Г.Д. Смехов¹, А.Н. Хмелевский^{1,2}

¹Институт механики МГУ, Москва

²ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский

³Институт автоматики и процессов управления ДВО РАН, Владивосток

В авиации, в том числе гиперзвуковой, в качестве одного из альтернативных керосину источников энергии рассматривается криогенный метан. Использование криогенных топлив и их смесей с воздухом позволяет значительно уменьшить количество вредных выбросов в атмосферу с продуктами сгорания. Метан в ряду других углеводородов характеризуется наибольшими временами задержек воспламенения в смесях с воздухом. Одним из способов интенсификации его сжигания является использование углеводородных добавок, которые увеличивают скорость горения и расширяют концентрационные пределы распространения (КПР) пламени в метано-воздушных смесях.

В работе представлены результаты экспериментального исследования КПР пламени в метано-воздушных смесях с добавками водорода, ацетилен и бутана. Исследования проводились в сферической камере сгорания. Все опыты выполнены при начальном атмосферном давлении, комнатной температуре и нормальной влажности воздуха. В экспериментах использовался метан высокой чистоты, содержащий не более 0.07% примесей азота. Абсолютная точность приготовления компонентов смеси в исследуемом составе составляла по объемной концентрации 0.04%. Горение смесей инициировалось в центре сферы взрывом проволоочки. Основным измеряемым параметром являлось давление, регистрируемое в процессе распространения пламени датчиками, установленными в экваториальной плоскости на стенке сферической камеры сгорания. Считалось, что пламя сформировалось (был достигнут КПР пламени), если начальное давление в смеси после завершения горения возрастало на 5% и более.

В результате проведенного исследования определены нижние концентрационные пределы распространения пламени для бинарных топлив метан–водород, метан–ацетилен, и трехкомпонентного топлива метан–ацетилен–бутан при изменении в опытах концентраций компонентов в пределах: $0 < [\text{CH}_4] < 5.0\%$; $0 < [\text{H}_2] < 4.0\%$; $0 < [\text{C}_2\text{H}_2] < 2.2\%$; $0 < [\text{C}_4\text{H}_{10}] < 1.1\%$. Полученные значения концентрационных пределов отличаются от значений, предсказываемых правилом А. Ле Шателье, в пределах 16% независимо от альтернативного выбора значений предельных концентраций в сумме А. Ле Шателье. Представленные результаты могут использоваться как для оценки нижних КПР пламени и взрывобезопасности при работе с указанными горючими смесями, так и для верификации и оптимизации расчетных моделей процесса распространения волн горения в многокомпонентных горючих газовых смесях.

Работа выполнена в соответствии с планом исследований НИИ механики МГУ при частичной финансовой поддержке гранта Министерства Образования и Науки РФ (договор № 14.G39.31.0001 от 13.02.2017 г.), Совета по грантам Президента РФ (проект НШ-8425.2016.1) и Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 16-29-01092).

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПЛАМЕНИ ГОРЕНИЯ МЕТАНА И ХИМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ НА МЕТАЛЛИЧЕСКОЙ ПЛАТИНЕ ПРИ ПРОНИКНОВЕНИИ ПЛАМЕНИ ЧЕРЕЗ КРУГЛЫЕ ОТВЕРСТИЯ В ПРИСУТСТВИИ НАНОПОРОШКА ЖЕЛЕЗА

Н.М. Рубцов¹, М.И. Алымов¹, В.И. Черныш¹, Г.И. Цветков¹, К.Я. Трошин²
nmrubtss@mail.ru

¹Институт Структурной Макрокинематики и Проблем Материаловедения РАН, Черноголовка

²Институт Химической Физики им. Н.Н. Семёнова РАН, Москва

Возникновение и участие химически активной каталитической поверхности в процессе газового горения значительно усложняет понимание процесса из-за появления новых управляющих параметров. Они включают зависимость химической активности катализатора от его химического состава, температуры и условий переноса массы.

В работе экспериментально изучено поведение металлической Pt в пламени окисления метана в условиях турбулентного течения в присутствии нанопорошка железа. Как известно, реакции на поверхности Pt сильно активированы (≥ 20 ккал/моль). Поэтому следует ожидать не только инертного поведения Pt при тех температурах, при которых Pt не успевает нагреться во фронте пламени и проявить каталитические свойства, но также и подавления горения вследствие гетерогенной гибели атомов и радикалов на поверхности Pt. Видеосъемку динамики воспламенения и распространения пламени осуществляли с боковой поверхности кварцевого реактора с размещенными внутри препятствиями цветной высокоскоростной цифровой камерой Casio Exilim F1 Pro.

Опыты показали, что пассивированный нанопорошок Fe способен воспламеняться в пламени окисления метана, в то же время сохраняя свою стабильность в течение длительного времени при комнатной температуре. Было установлено, что горение наночастиц Fe в пламени не влияет на процесс проникновения пламени через препятствия, турбулизирующие фронт горения; однако витки Pt проволоки, размещенные в отверстиях на препятствии, замедляют горение в присутствии и в отсутствие наночастиц.

Мы качественно проиллюстрировали роль химических факторов (обрыв цепи на поверхности препятствия) на основе численного решения уравнений Навье–Стокса для сжимаемой реагирующей среды в приближении малого числа Маха. Вычисления показали, что гибель активных промежуточных частиц на поверхности препятствия вызывает задержку проникновения пламени через препятствие в согласии с экспериментом. Таким образом, при определенных условиях Pt катализатор может подавить горение и таким образом показать противоположный эффект из-за высокой эффективности поверхности Pt в реакции гибели активных центров на поверхности. Это означает, что кинетические факторы (гетерогенный обрыв) могут определять режим горения даже в условиях высокой турбулентности.

Секция 7

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ВОДОРОДА В ВЫСОКОЭНТАЛЬПИЙНОМ ПОТОКЕ ВОЗДУХА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗЛИЧНЫХ МЕХАНИЗМОВ ХИМИЧЕСКОЙ КИНЕТИКИ

Н.В. Кукшинов, М.М. Хасанова kukshinov@ciam.ru

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

На сегодняшний день в мире наблюдается повышенный интерес к разработке высокоскоростного прямоточного воздушно-реактивного двигателя на водородном топливе, который рассматривается как часть комбинированной силовой установки для гиперзвуковых гражданских самолетов и первых ступеней комических систем для вывода полезной нагрузки на орбиту. Такие двигатели разрабатываются в рамках международных проектов HEXAFLY-INT, HIKARI, SKYLON и ряда китайских проектов. В представленных проектах в том числе проводятся фундаментальные исследования рабочего процесса в камере сгорания.

При увеличении скорости течения водородо-воздушной смеси в камере сгорания скорость изменения концентраций компонентов за счет химических реакций становится сопоставимой с соответствующими скоростями, обусловленными конвективным и диффузионным перемешиванием. Это приводит к необходимости использования механизмов химической кинетики при численном моделировании горения водорода в потоке воздуха.

В работе рассматриваются известные механизмы горения для водородо-воздушной топливной смеси: Димитрова, Яхимовского, Хэнсона–Хонга. Выполнено сравнение времен задержки воспламенения в широком диапазоне температур и давлений в случае гомогенного замкнутого реактора. Проведено численное моделирование горения водорода с применением указанных механизмов в модельной камере сгорания, для которой известны экспериментальные распределения давления по длине и зависимости показаний датчиков давления от времени. Исследование выполнено в широком диапазоне коэффициентов избытка окислителя. Выполнено сравнение результатов численного моделирования с экспериментальными данными, определены границы применимости механизмов химической кинетики.

РАСЧЕТНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЛИЯНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ТЕПЛООБМЕНА В РЕГЕНЕРАТИВНОЙ СИСТЕМЕ ОХЛАЖДЕНИЯ МОДЕЛЬНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО- РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЭКОНОМИЧНОСТЬ ЕГО РАБОТЫ

М.С. Французов mfrancuzov@yandex.ru

ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

В настоящей работе с помощью численного моделирования решалась сопряженная задача по расчету термогазодинамических параметров в проточном тракте высокоскоростного прямоточного воздушно-реактивного двигателя, работающего на водородном топливе, и теплообмена с системой регенеративного охлаждения. Задача решалась в плоской постановке при этом проточный тракт включал в себя изолятор, пилоны топливopодачи, стенки камеры сгорания, каналы системы охлаждения. Рассматривалось вязкое двумерное течение химически реагирующего газа, в качестве

модели турбулентности использовалась модель Transition SST. Для описания процессов горения в высокоскоростном воздушном потоке использовался кинетический механизм Z. Hong и др. В качестве материала стенки камеры сгорания была выбрана сталь с коэффициентом теплоотдачи, зависящим от температуры. В рубашке регенеративной системы охлаждения рассматривалось течение водорода в сверхкритическом состоянии, поэтому свойства охладителя описывались функциональными зависимостями от давления и температуры.

В результате серии расчетов удалось выявить, что обеспечить допустимое тепловое состояние стенок конструкции камеры сгорания возможно только на режимах работы двигателя, соответствующих коэффициенту избытка воздуха $\alpha \leq 0.6$. При переходе на большие значения коэффициента избытка воздуха, чтобы обеспечить допустимое тепловое состояние элементов конструкции камеры сгорания, необходимо, чтобы расход топлива через систему охлаждения превосходил расход топлива через камеру сгорания. Далее было проведено численное моделирование при условии, что на огневую стенку тракта охлаждения нанесена искусственная шероховатость, т.е. проведена интенсификация теплообмена. Как показали расчеты, это приводит к снижению потребного расхода через систему охлаждения.

В результате проведенного расчетно-аналитического исследования было выявлено влияние тепловых и гидравлических характеристик на изменение потребного расхода через каналы системы охлаждения и, как следствие, изменение расхода через камеру сгорания высокоскоростного прямоточного ВРД. Установлено, что при использовании различных способов интенсификации теплообмена в каналах системы охлаждения возможно изменение расхода топлива в сторону более высоких значений удельного импульса

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ И ГИДРАВЛИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КАУПЕРНОГО ПОДОГРЕВАТЕЛЯ С ПОРИСТЫМ НАПОЛНИТЕЛЕМ

А.П. Королева
М.С. Французов

anastykoroleva@mail.ru,
mfrancuzov@yandex.ru

ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

Подогреватели кауперного типа находят широкое применение в качестве элементов стендовых систем для испытания изделий авиационной промышленности. Одним из элементов кауперного подогревателя является пористый наполнитель, который сначала накапливает тепло на режиме разогрева конструкции, а затем отдает его в процессе работы стендовых систем. Моделирование течения и теплообмена в пористых элементах конструкции является сложной физико-математической задачей, поскольку необходимо учитывать как особенности конструкции, микроструктуру пористого материала, так и переменность теплофизических свойств.

В первой части данной работы рассматриваются одномерные интегральные методы расчета тепловых и гидравлических характеристик кауперного подогревателя, имеющего различные пористые наполнители. На их основе выбраны основные параметры подогревателя кауперного типа. Продемонстрировано, что свойства пористого наполнителя оказывают существенное влияние на интегральные параметры кауперного подогревателя.

Вторая часть работы была направлена на исследование газодинамических и тепловых особенностей моделирования течения и теплообмена в пористых элементах конструкции с помощью современных программных кодов. Рассматривалось турбулентное течение дозвукового газового потока с переменными теплофизическими

Секция 7

свойствами, зависящими от температуры. Для пористого наполнителя теплофизические свойства также считались переменными, кроме того изменялась пористость материала. Используя моделирование с помощью коммерческих кодов, получены тепловые и гидравлические характеристики подогревателя кауперного типа в зависимости от пористости. Наличие этих характеристик позволило определить и сопоставить интегральные характеристики подогревателя кауперного с полученными ранее характеристиками в результате одномерных интегральных расчетов.

Полученные результаты могут быть использованы и при проектировании и эксплуатации подогревателя кауперного типа, использующего аналогичные пористые наполнители.

ПРОЦЕСС ИНТЕНСИФИКАЦИИ ГОРЕНИЯ ГЕТЕРОГЕННОЙ ВОЗДУШНО-ВОДОРОДНОЙ СМЕСИ В КАНАЛЕ С ПОМОЩЬЮ СТРУИ ВОЗДУХА

В.П. Замураев^{1,2}
А.П. Калинина^{1,2}

zamuraev@itam.nsc.ru;
kalinina@itam.nsc.ru

¹ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

²Новосибирский государственный университет, Новосибирск

Эффективность подвода теплоты в камере сгорания определяется полнотой сгорания горючего и потерями полного давления. В [1] предложен новый способ запуска двигателя без значительных потерь полного давления, обеспечивающий переход к сверхзвуковому течению в камере сгорания, с помощью струи при распределенной подаче топлива по длине камеры. Принципиальным является наличие струи сжатого воздуха, создающей эффект дросселя, и предварительное торможение потока до околозвуковых скоростей. В данной работе проведены CFD расчеты для моделирования торможения потока в [1]. Решались осредненные уравнения Навье–Стокса, замыкаемые SST $k-\omega$ моделью турбулентности. Горение водорода моделировалось одной реакцией. Получен пульсирующий режим: тепловыделение при сгорании водорода повышает давление и блокирует его втекание, затем область повышенного давления сносится вниз по потоку, втекает новая порция водорода, идет процесс воспламенения и так далее. Определяющую роль в воспламенении водорода играет ударная волна, вызванная струей воздуха аналогично [2]. Горение протекает в зонах отрыва, вихревых зонах, пограничном слое. Таким образом, для рассматриваемых каналов численно показана возможность торможения потока в канале с числом Маха $M = 2$ до околозвуковых скоростей, что является благоприятной предпосылкой для реализации горения в расширяющейся части канала.

Работа выполнена в рамках проекта СО РАН III.22.6.2 и при финансовой поддержке РФФИ (проект № 17-08-00183).

Литература

1. Третьяков П.К., Забайкин В.А., Прохоров А.Н. Высокоскоростной ПВРД с пульсирующим режимом запуска // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики: сборник докладов. Казань: 2015. С. 3778-3780.
2. Селезнев Р.К. Расчетно-теоретические исследования газодинамики и горения в камерах ПВРД и ГПВРД: Дисс. ... к.ф.-м.н. – Москва. 2016. 179 с.

УРАВНЕНИЕ СОСТОЯНИЯ ВАН-ДЕР-ВААЛЬСА И ТРАНСПОРТНЫЕ СВОЙСТВА АРГОНА

Ю.Е. Маркачев

yuri_markachev@mail.ru

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

Настоящая работа является развитием работы [1], в которой было показано, что эмпирические параметры a и b , входящие в уравнение Ван-дер-Ваальса, в первом приближении могут быть выражены через константу равновесия реакции димеризации атомов аргона [1]. Для вычисления константы димеризации необходимо знание колебательно-вращательных уровней энергии связанных и метастабильных димеров. Для этого уровней численно решается соответствующее одномерное радиальное уравнение Шредингера. В настоящей работе в качестве парного потенциала взаимодействия атомов аргона используется аналитическая функция, полученная на основе высокоточных расчетов *ab initio* [2]. Полученное уравнение состояния аргона тестируется с привлечением доступных экспериментальных данных [3]. Для теоретической оценки коэффициентов вязкости, диффузии и теплопроводности аргона при различных значениях температуры и давления оценка плотности производится с использованием полученного уравнения состояния. Сами же значения коэффициентов вязкости и теплопроводности рассчитываются как коэффициенты вязкости и теплопроводности газовой смеси [4], состоящей из мономеров и димеров аргона, причем равновесные концентрации мономеров и димеров рассчитываются с использованием полученных констант равновесия реакции димеризации при заданных значениях температуры и давления. Найденные таким образом коэффициенты вязкости и теплопроводности аргона сравниваются с известными экспериментальными данными, обработанными в работе [5]. Обсуждаются границы применения предложенного подхода к оценке термодинамических параметров и транспортных коэффициентов аргона.

Литература

1. Гелиев А.В., Коваленко В.В., Маркачев Ю.Е. Расчет параметров уравнения состояния Ван-дер-Ваальса для смеси реальных газов методами квантовой механики // XI Академические чтения по космонавтике: сборник тезисов. М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2017, с.120-121.
2. Jager B., Hellmann R., Bich E., Vogel E. *Ab initio* pair potential energy curve for the argon atom pair and thermophysical properties of the dilute argon gas // *Mol. Phys.* 2009, V.107, N.20, P.2181.
3. Tegeler C., Span R., Wagner W. A new equation of state for argon covering the fluid region for temperatures from the melting line to 700K at pressures up to 1000MPa // *J.Phys.Chem.Ref.Data*, 1999, V.28, N.3, P.779.
4. Ферцигер Дж., Капер Г. Математическая теория процессов переноса в газах. М.: Мир, 1976. 554с.
5. Lemmon E.W., Jacobsen R.T. Viscosity and thermal conductivity equations for nitrogen, oxygen, argon, and air // *Int.J.Thermophys.* 2004, V.25, N.1, P.21.

Секция 7

КОНСТРУКЦИЯ СИСТЕМ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ТЕПЛООБМЕНА УГЛЕВОДОРОДНОГО ТОПЛИВА В ОХЛАЖДАЮЩИХ КАНАЛАХ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

В.Л. Юша, Г.И. Чернов, К.В. Щербань sherban.kirill@gmail.com

Омский государственный технический университет, Омск

В настоящей работе рассматриваются проблемы плавления металла в сопле жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) и пути их решения.

Предлагаемая система охлаждения ЖРД [1] использует для охлаждения углеводородное топливо (керосин), движущееся в каналах [2] системы охлаждения ЖРД, в которых происходит нагрев топлива от стенки канала.

В процессе разработки системы охлаждения ЖРД встал вопрос выбора материала сопла для обеспечения стабильной работы системы. Тепловой и прочностной расчеты в комплексе ANSYS показали неспособность алюминия выдержать заданные условия работы. Альтернативным материалом, обеспечивающим неразрушимость конструкции, был выбран титан. На внутреннюю поверхность стенки сопла наносится напылением керамическое покрытие толщиной 2 мм с целью снижения температурного градиента в титане и предотвращения его плавления.

В статье также представлена модель расчета системы охлаждения по времени в зависимости от остатка топлива в баке, в том числе учитывающая кратность циркуляции керосина.

Рассмотренная модель работы системы подачи топлива позволяет определить условия, при которых кратность циркуляции керосина в контуре охлаждения сопла обеспечивала бы использование в качестве материала стенки сопла выбранного материала.

Литература

1. Чернов Г.И., Щербань К.В. Математическая модель теплоотдачи при течении углеводородного топлива в каналах системы охлаждения ЖРД и обоснование возможности ее интенсификации. // Мат. XI Всерос. науч. конф., посвящ. памяти главного конструктора ПО «Полёт» А.С. Клинышкова. Омск, 30-31 мая 2017 г., Омск, Изд-во ОмГТУ, 2017, 151 с.
2. Chernov G.I., Yusha V.L., Sherban K.V., Kalashnikov A.M. Modeling of the processes of heating organic coolant in the system of heat losses recuperation of the mobile compressor unit on the basis of a low-speed single-stage. // J. of Ph.: Conf. Ser., 2017, vol. 858, URL: goo.gl/nEgt9W (accessed 30 September 2017).

АНАЛИТИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ О СТАЦИОНАРНОМ ДОКРИТИЧЕСКОМ ТЕЧЕНИИ ГАЗООБРАЗНОГО ТЕПЛОНОСИТЕЛЯ В РАЗВЕТВЛЕНИЯХ ТРУБОПРОВОДОВ ТЕПЛООБМЕННЫХ АППАРАТОВ

И.Е. Лобанов

llobbaannooff@live.ru

МАИ, Москва

Выбор модели течения газообразного теплоносителя в трубопроводе теплообменного аппарата и соответствующего выполнения равенства критериев подобия для физического моделирования обусловлен степенью сложности конструкции установки, а выбор модели для расчётной методики обуславливается допустимой степенью при-

близённости к реальному течению и сложностью необходимых вычислений. В данном исследовании течение газообразного теплоносителя в разветвлениях трубопроводов теплообменных аппаратов рассматривается как докритическое и стационарное. Действительный стационарный поток газообразного теплоносителя в трубопроводах теплообменниках не является одномерным и сопровождается потерями механической энергии, поэтому в расчётах используют коэффициент расхода, меньшей единицы, который учитывает сужение потока и потери механической энергии. В зависимости от отношения давлений и площадей проходных сечений коэффициент расхода может быть определён по данным экспериментальных статических продувок. Течение газообразного теплоносителя в разветвлениях трубопроводов теплообменных аппаратов сопровождается турбулизацией и генерированием отрывных зон, что обуславливает существенные потери механической энергии. Качественные и количественные оценки потерь, а также структуру потока в стационарных течениях в разветвлениях трубопроводов теплообменников чаще всего устанавливают на основе эксперимента. В работе решаются уравнения для энергоизолированного изоэнтропного потока, в которых термодинамические параметры газообразного теплоносителя связаны определённым образом. В работе был обоснован выбор теоретической модели для математического моделирования течения газообразного теплоносителя в разветвлениях трубопроводов теплообменных аппаратов с допустимой степенью приближённости к реальному течению и сложностью необходимых вычислений – термодинамической модели докритического стационарного течения сжимаемого газа. Получены аналитические решения задачи о течении в разветвлениях потоков газообразного теплоносителя в трубопроводах теплообменных аппаратов, в то время как ранее имели место только численные решения данной задачи.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИК РАСЧЁТА ВЛИЯНИЯ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ НА ТЕПЛОВЫЕ ПРОЦЕССЫ В ГАЗООБРАЗНОМ МЕТАНЕ

В.А. Алтунин¹, В.А. Алтунин¹, М.Р. Абдуллин¹, Ю.С. Коханова¹, М.Л. Яновская²
altspacevi@yahoo.com

¹КНИТУ – КАИ им. А.Н. Туполева, Казань

²ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

При эксплуатации двигателей и энергоустановок наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования при их переводе на газообразное топливо, например, метан, необходимо знать, какие тепловые процессы могут происходить в топливно-охлаждающих системах при различных термодинамических условиях, которые испытывает на себе данное газообразное углеводородное горючее и охладитель.

Проведённые экспериментальные исследования в условиях естественной и вынужденной конвекции газообразного метана показали, что:

- повышение давления и скорости прокачки способствуют увеличению коэффициента теплоотдачи к газообразному метану;
- при температуре более 373 К на стенках горячих каналов, фильтров, форсунок образуется слой углеродистого осадка в виде серого порошка, который при дальнейшем повышении температуры может переходить в твёрдое состояние и оказывать значительное влияние на работу систем топливоподачи и охлаждения различных двигателей и энергоустановок одно- и много разового использования.

Экспериментально обнаружено, что электростатические поля:

Секция 7

- способствую увеличению коэффициента теплоотдачи к газообразному метану до 140%;
- предотвращают осадкообразование на нагреваемых деталях топливно-охлаждающих систем при любых давлениях.

Также определены границы применимости электростатических полей в условиях естественной и вынужденной конвекции газообразного метана. На основе результатов экспериментальных исследований разработаны: а) методики расчёта теплоотдачи к газообразному метану без влияния и с влиянием электростатических полей при различных термодинамических условиях; б) методики расчёта влияния электростатических полей на предотвращение, уменьшение и ограничение углеродистого осадка на деталях топливно-охлаждающих систем; в) новые запатентованные конструктивные схемы каналов, форсунок и фильтров перспективных двигателей и энергоустановок на газообразном метане.

РАЗРАБОТКА НОВЫХ СПОСОБОВ РАЗОГРЕВА И ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ И ЭНЕРГОУСТАНОВОК ДВОЙНОГО НАЗНАЧЕНИЯ В СЛОЖНЫХ КЛИМАТИЧЕСКИХ И БОЕВЫХ УСЛОВИЯХ

В.А. Алтунин¹, В.П. Демиденко², А.С. Каськов¹, А.А. Юсупов¹, А.А. Щиголев¹, М.Л. Яновская³
altspacevi@yahoo.com

¹КНИТУ – КАИ им. А.Н. Туполева, Казань

²МВА, Санкт-Петербург

³ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

В сложных климатических (при низких температурах, в северных зонах РФ) и боевых условиях, когда разряжены аккумуляторные батареи (АКБ), отсутствует сжатый воздух в баллонах воздушного запуска двигателей внутреннего сгорания (ДВС) и в газотурбинных двигателях (ГТД) наземного транспорта и наземных мобильных установок запуска ракет и др. техники, летательных аппаратов (ЛА) (самолётов, вертолёт, беспилотных ЛА различного класса и назначения), остро встаёт вопрос выживаемости техники и людей, выполнения поставленных задач. Разработаны и запатентованы способы заправки воздушных баллонов от специального устройства при утилизации механической энергии отдачи артствола при учебной или боевой стрельбе арторудия боевыми или холостыми снарядами в постоянном режиме. Полученный сжатый воздух может расходоваться: на предварительный электрообгрев масляной и топливной систем ДВС, ГТД; на прямой воздушный запуск ДВС, ГТД; на систему предварительного разогрева и впрыска моторного масла в цилиндры ДВС, в систему смазки осевых подшипников ГТД; на электропитание генераторов запуска ДВС, ГТД; на систему контроля работы ДВС, ГТД; на систему защиты ДВС и ГТД от негативных тепловых процессов в жидких углеводородных горючих и охладителях (от осадкообразования и др.); на работу электростатических полей в системах топливоподачи, охлаждения, маслоснабжения (смазки, фильтрации и очистки, охлаждения); на заправку бортовых батарей высокого давления ЛА различного назначения – для обеспечения запуска и работы. Применение данных способов и устройств повысит живучесть, выживаемость, неуязвимость, ресурс, эффективность, надёжность и экономичность перспективной наземной мобильной техники и ЛА двойного назначения в сложных климатических и боевых условиях.



ЭКОНОМИКА КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

УСКОРЕНИЕ ТЕМПОВ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ

К.Ю. Кожухин
И.И. Ковалев

konstantin.kozhukhin@rsce.ru,
igor.kovalev@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

На основе анализа исторического развития технологий сформирована четырехэтапная модель развития технологий с точки зрения источника финансирования развития. Первый этап – появление технологии. Далее технология совершенствуется, в основном, за счет средств государства (например, научных фондов или военного бюджета). Коммерческое использование технологии для решения задач бизнеса составляет третий этап. Четвертым этапом становится массовое потребление, когда технологией начинает пользоваться конечный пользователь для своих частных нужд. Третий и четвертый этап могут идти одновременно.

Анализ показал, что, по сравнению с предыдущим, на каждом последующем этапе развитие технологий в значительной степени ускоряется, что связано с резким ростом объема инвестиций, которые получает технология. Темпы развития технологии на первом этапе (появление) малы по сравнению со вторым этапом (государственное финансирование), на третьем и четвертом этапах развитие технологии становится экспоненциальным за счет мощного вливания частного капитала.

В рамках предложенной модели развитие космических технологий находится на переходе от второго этапа (развитие за счет бюджетного финансирования) к третьему – использование технологий в интересах бизнеса, и финансирование в рамках бизнес-моделей. Максимально высокие темпы развития космических технологий могут быть обеспечены путем скорейшего перехода на третий и четвертый этапы рассматриваемой модели. Чем скорее космические технологии будут доведены до уровня коммерческого использования, тем быстрее они будут развиваться в дальнейшем, в большей степени уже за счет средств бизнеса.

Анализ показывает, что ключевой для развития космических технологий является технология средств выведения. Стоимость средств выведения составляет существенную (большую) часть стоимости проектов как пилотируемого, так и автоматического направления космической деятельности. Высокая стоимость средств выведения ограничивает возможности коммерциализации космических технологий. Заметное (на порядки) снижение стоимости выведения послужит основой перехода космических технологий на этап коммерческого использования.

Исходя из этого, государственное финансирование должно быть сфокусировано на создании привлекательных для коммерческого использования технологий средств выведения, способных значительно (в разы) снизить стоимость выведения в космос полезных грузов, что обеспечит переход космических технологий на третий и четвертый этапы модели развития и, в конечном итоге, ускорения темпов их развития.

Секция 8

МОДИФИЦИРОВАННЫЙ АЛГОРИТМ АНАЛИЗА МНОГОМЕРНЫХ ДАННЫХ В ЗАДАЧАХ УПРАВЛЕНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИМ РАЗВИТИЕМ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ МОНИТОРИНГА

Василевский В.В.

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет)

За последние годы в российской научно-технической и инновационной политике произошли существенные изменения, касающиеся, в первую очередь, расширения круга ее субъектов и спектра используемых инструментов. Достаточно назвать инициативы по поддержке национальных исследовательских центров и исследовательских университетов, кооперации вузов и предприятий реального сектора экономики, привлечению в вузы ведущих ученых, развитию инновационной инфраструктуры вузов; формированию программ инновационного развития компаний с государственным участием, технологических платформ, территориальных инновационных кластеров; созданию «линейки» институтов развития - Фонда развития Центра разработки и коммерциализации новых технологий (СКОЛКОВО), Агентства стратегических инициатив (АНО «АСИ»), ОАО «РВК», Фонда развития промышленности и других, что свидетельствует о масштабах преобразований. При этом методология долгосрочного прогнозирования научно-технологического развития (Форсайт) является одним из наиболее эффективных инструментов для решения широкого класса задач, в том числе обеспечения инновационного развития отраслей экономики Российской Федерации, ее ракетно-космической промышленности. Интеграция Форсайта в процесс выработки научно-технической и инновационной политики создает основу для повышения его вклада в эффективность функционирования национальной инновационной системы, технологического развития ракетно-космической промышленности Российской Федерации. Среди инструментов исследований будущего FLA (Forward Looking Activities) — как широко известные методы Форсайта: дорожные карты, выбор приоритетов, построение образов будущего, а также достаточно новые подходы: «слабые сигналы», «джокеры» (маловероятные события).

В соответствии с выработанной методологией формирования инновационных проектов в ракетно-космической промышленности, определения перспективных рынков и продуктовых групп приоритетного направления, предусматривается разработка и реализация дорожных карт технологического развития в сфере космической деятельности, включая аэрокосмических систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ).

В данном исследовании предлагается подход к задаче анализа и управления технологическим развитием аэрокосмических систем ДЗЗ, основанный на использовании методологии рекуррентного оценивания показателей качества и эффективности их применения для информационного обеспечения конечных потребителей (региона, отрасли, сферы деятельности и т.д.).

Постановка и решение задачи исследования выполняется в следующей последовательности: формулируется задача, основные предположения относительно модели аэрокосмической системы ДЗЗ и объектов мониторинга; приводится вариант модифицированного алгоритма кумулятивных сумм (АКС) для принятого уровня априорной информации о векторе параметров последовательностей данных ДЗЗ; рассматривается задача настройки данного алгоритма в условиях различного уровня априорной информации.

Разработано соответствующее программное обеспечение, реализующее рекуррентный анализ данных ДЗЗ в соответствии с предложенным модифицированным

алгоритмом АКС, получение необходимых оценок качества и эффективности применения рассмотренной аэрокосмической системы ДЗЗ для конечных потребителей.

СОВРЕМЕННЫЕ ОСОБЕННОСТИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ДОРОЖНОГО КАРТИРОВАНИЯ

Г.Н. Белова, С.С. Корунов, А.С. Аветисян **kaf509@mai.ru**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Одним из основных коммуникативных инструментов долгосрочного планирования развития приоритетных направлений космической деятельности (КД) Российской Федерации являются технологические дорожные карты. Их применение в последние годы расширяется и углубляется; возросла их роль как основного коммуникативного инструмента стратегического планирования; расширяются учитываемые в технологических дорожных картах задачи и индикаторы, которые способствуют достижению общей цели и позволяют отслеживать этапы внедрения технологических дорожных карт.

Анализ практических примеров разработки и реализации технологических дорожных карт как на отраслевом, так и на региональном уровне показывает, что большое значение для успешной реализации технологических дорожных карт в современных условиях имеют их научное обоснование.

Применительно к развитию приоритетных направлений КД РФ научное обоснование технологических дорожных карт должно охватывать следующие области исследований:

1. Научно-технологический, социальный и политический аспекты приоритетных направлений космической деятельности;
2. Понятие, содержание и цели технологических дорожных карт в контексте поставленных в РФ задач технологического рывка;
3. Учёт в научном обосновании инновационной составляющей деятельности ведущих предприятий ракетно-космической промышленности.

ИННОВАЦИОННО-ЦИФРОВАЯ СОСТАВЛЯЮЩАЯ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ (ОПЫТ США)

Л.В. Панкова **lpankova@imemo.ru**

Институт мировой экономики и международных отношений
им. Е.М.Примакова РАН

За последние примерно 25 лет мировая аэрокосмическая промышленность претерпела существенные изменения, по-прежнему, однако, оставаясь в разряде высококонкурентных и наукоемких отраслей. Поддержка ее конкурентоспособности зависит от постоянного притока инноваций, а также, что следует сегодня подчеркнуть особо, от развития процессов цифровизации.

В США изменения в аэрокосмической среде, особенно в последнее десятилетие предыдущего века, носили подчас довольно радикальный характер. К ним следует отнести процессы реструктуризации и конверсии, развитие в направлении интеграции гражданской и военной технологических баз, а также научной и промышленной части аэрокосмических комплексов. Особое внимание заслуживает интенсификация

Секция 8

движения к коммерциализации и диффузии технологий за пределы аэрокосмического комплекса, углубление процессов интернационализации, включая возможность транснациональных и трансатлантических объединений аэрокосмических корпораций. В ряде сегментов рынка аэрокосмической продукции усилился переход к жесткой ценовой конкуренции, особенно в секторе выведения полезных нагрузок на орбиту, состоялся «безоговорочный» отход от состояния монополии.

В текущем десятилетии в американской аэрокосмической промышленности продолжается процесс перераспределения в системе источников финансирования аэрокосмических инноваций: дальнейшее снижение роли государственных источников авансирования средств на инновационную деятельность и соответствующее повышение роли частных. Меняется структура источников инноваций: расширяется спектр малых компаний по производству конечной аэрокосмической продукции: компания SPACE-X, например, а также малые компании по производству конечной авиационной продукции, в частности, беспилотников. В целом, заметно расширяется диапазон самостоятельности бизнеса в разработке и использовании средств и систем аэрокосмического назначения.

Получение конкурентных преимуществ в аэрокосмической среде, требует выпуска изделия «точно во время» при запланированной себестоимости и активной адаптации к перманентно возрастающим требованиям обеспечения качества. Как отмечают зарубежные эксперты, «зачастую количество конструктивных изменений варьируется от этапа начала производства и до этапа сервисного обслуживания изделия» в довольно широких пределах. Рост эффективности аэрокосмической индустрии в новом десятилетии ожидается в связи с внедрением новых промышленных инноваций, особенно так называемых аддитивных или 3D-технологий и в целом прогресса в области развития процессов цифровизации в рассматриваемой сфере.

Что следует понимать под цифровизацией экономики аэрокосмической индустрии, каковы методы, средства и механизм этого процесса? Как будет развиваться процесс цифровизации в российском аэрокосмическом комплексе? Ответы на эти вопросы требуют эффективных и своевременных обсуждений и масштабных дискуссионных площадок.

МОДЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛНЫМ ЖИЗНЕННЫМ ЦИКЛОМ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

С.В. Володин, А.В. Тюрин

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (научно-исследовательский университет), ФГУП «ЦАГИ»

Проведен анализ моделей жизненного цикла авиационной техники (ЖЦ АТ), принятых в ведущих мировых авиастроительных корпорациях. Крупнейшие мировые производители авиационной техники, руководствуясь необходимостью соблюдения определяемых законодательством требований безопасности и летной годности создаваемых ЛА, а также выполнения регламента по их сертификации, разрабатывают собственную нормативную базу и организационное обеспечение для управления ЖЦ АТ на всех этапах. Модели ЖЦ АТ этих корпораций базируются на более общих моделях ЖЦ продукции военного и двойного назначения.

Эти модели отличаются как многообразием различных аспектов проектного управления, так и значительной неоднородностью управленческих стадий, этапов и вех, что значительно затрудняет их адекватный сравнительный анализ. Причины затруднений обусловлены:

- различными национальными моделями менеджмента и кросскультурными особенностями;
- различиями в организационных культурах, структурах и правовых формах корпораций и предприятий;
- возможностью неточного перевода или отсутствием подходящих значений терминов.

В связи с этим в моделях ЖЦ различных ведомств и корпораций наблюдается относительное сходство стадий только на самых верхних уровнях, а по мере их декомпозиции различия в определениях и в известной мере последовательности выполнения некоторых этапов создания новых изделий АТ нарастают.

На основе анализа отечественных и зарубежных моделей управления ЖЦ продукции высокотехнологичных отраслей промышленности предложены типовые модели управления полным индустриальным ЖЦ АТ с учетом российской специфики. При этом внимание акцентируется на стадиях ЖЦ, соответствующих созданию научно-технического задела (НТЗ) как наименее проработанному вопросу. Это связано с тем, что прописанная в российских моделях ЖЦ АТ стадия НТЗ представляет собой лишь общую схему, в которой не прописаны детали внутренней поддержки и взаимосвязи процессов. В то же время без проработки этих деталей полноценное управление ЖЦ АТ становится проблематичным вследствие своей бессистемности.

Разработаны предложения по типовым многоуровневым моделям управления полным ЖЦ АТ. Описаны предложения по формированию методов системно-архитектурного моделирования предприятий и организаций, обеспечивающих управление индустриальными программами полного ЖЦ АТ, аналогичных передовым зарубежным стандартам. Также предложены методологические подходы к организации системы внутренней поддержки процессов создания НТЗ в рамках перспективной модели управления полным ЖЦ АТ, представленной в виде дорожных карт.

Для управления программами на стадии НИР можно выделить ряд соответствующих структурных блоков. Определены группы процессов управления отдельных этапов на стадии НИР, которые должны регламентироваться внутренней нормативной и организационно-распорядительной документацией, состав необходимых документов, разработанных на корпоративном уровне и гармонизированных с прогрессивными мировыми и российскими стандартами в области управления проектами (5-я редакция РМВОК®, ISO 21500:2012, ГОСТ Р ИСО 21500–2014 и т.п.).

Предложена модель полного ЖЦ АТ от создания НТЗ до снятия изделия с эксплуатации.

Дальнейшее совершенствование создания НТЗ должно включать стандартизацию номенклатуры необходимой документации и юридическое оформление нормативно-правовой базы внутренней поддержки соответствующих процессов.

МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЙ ПОДХОД И КРИТЕРИЙ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВЫБОРА И РЕАЛИЗАЦИИ ИННОВАЦИОННЫХ ПРОЕКТОВ В ОБЛАСТИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

С.С. Корунов

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Отличительной особенностью проектов в ракетно-космической отрасли (РКО) являются: высокая капиталоемкость, сложность, наукоёмкость и, как правило, высокая масштабность на уровне защиты национальных интересов. Эти обстоятельства накла-

Секция 8

дывают высокую ответственность на критериальную базу для принятия решения по реализации инновационных проектов в РКО.

В докладе предлагается новый подход к формированию методологических принципов построения критериальной базы на основе показателей оценки инновационного потенциала проекта.

В докладе рассматриваются следующие вопросы:

- доноры инноваций и их особенности;
- реципиенты (потребители услуг космической деятельности (КД));
- инновационные потенциалы доноров и реципиентов новации;
- инновационное напряжение, трактуемое как разность потенциалов донора и реципиентов новации, которое используется в качестве критерия оценки инновационного проекта;
- принцип минимума инновационного напряжения проекта.

Предложенный критерий позволяет не только отбирать инновационные проекты, но и определять размер необходимых инвестиций донору и реципиентам проекта с целью минимизации разности потенциалов участников инвестиционного проекта. В конечном итоге это позволит существенно поднять эффективность реализации инновационных проектов.

В докладе приводятся оценки некоторых инвестиционных проектов в одной из наиболее сложных и наукоемких отраслей РКО. Проекты связаны с такими важными направлениями космической деятельности как дистанционное зондирование Земли, космическая связь, навигационные услуги, услуги рынка запусков и другие.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ФОРСАЙТ-ИССЛЕДОВАНИЙ ДЛЯ ПРОГНОЗНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ В ИНТЕРЕСАХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Г.В. Ильяхинская

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

ЮНИДО дала следующее определение: «форсайт - это сценарное прогнозирование социально-экономического развития: возможные варианты развития экономики, промышленности, общества в 10-20 летней перспективе». Это система методов экспертной оценки стратегических направлений социально-экономического и инновационного развития, выявления технологических прорывов, способных оказать воздействие на экономику и общество в средне – и долгосрочной перспективе.

При этом результаты это исследования нацелены на повышение конкурентоспособности, а также на возможность максимально эффективного развития экономической и социальной сферы. Форсайт – это метод, в котором особое внимание уделяется достижению консенсуса между основными участниками важнейших стратегических направлений. Это осуществляется путем организации их постоянного диалога.

Подходы, которые могут применяться в форсайт-проектах, постоянно обновляются. Появляются все новые и новые методики. Их выбор зависит от множества факторов. В их числе временные и ресурсные ограничения, доступ к источникам информации и т.д. Однако ключевое условие, которое гарантирует успешность проекта – использование такого метода, который обеспечил бы наиболее эффективную работу группы привлекаемых экспертов.

Несмотря на некоторые недостатки, явные преимущества форсайт-исследований приводят к выбору данного метода прогнозирования развития ракетно-космической отрасли. В целом следует отметить, что в России в последние пять лет наблюдается рост интереса со стороны федеральных и региональных государственных структур,

а также государственных компаний к использованию технологии Форсайта при проведении прогнозных исследований.

Значение форсайт-исследований возрастает в кризисные и поворотные периоды в связи с мировыми требованиями перехода на новый технологический уровень, когда в сжатые сроки нужно перестроить материально-техническую базу применительно к новым вызовам и угрозам мирового рынка. Форсайт должен стать успешным инструментом развития отрасли, ее структурных изменений, обеспечения качественно нового уровня развития космической деятельности в России.

ОЦЕНКА ИННОВАЦИОННОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ В НАУКОЕМКИХ ОТРАСЛЯХ НАРОДНОГО ХОЗЯЙСТВА

Е.П. Прохорова

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В настоящее время мир становится ареной деятельности крупных корпораций, углубляется международное разделение труда, многократно возрастают объемы, динамика и значение внешней торговли и международных экономических отношений. И все это происходит на основе роста конкурентоспособности экономики, основой которой являются инновации. Инновации – это сложная категория, которую можно трактовать как изменение с целью внедрения и использования новых видов потребительских товаров, новых производственных и транспортных средств, рынков и форм организации в промышленности.

Мировая практика показывает, что инновации занимают ведущее место в экономике развитых стран. Они способствуют росту конкурентоспособности экономики, обеспечивают оптимизацию структуры экономики, экономию на масштабах производства, диверсификацию хозяйственной деятельности, привлечение внешних финансовых ресурсов с целью приобретения рыночной власти и установления господства в развитии ведущих секторов мировой экономики.

Инновационная составляющая, обеспечивающая рост конкурентоспособности экономики, оказывает сильное воздействие на характер функционирования национальной экономики и приводит к большей ее открытости, интенсификации интеграционных процессов, унификации регулирования предпринимательства и контроля над рынками, единообразию норм и правил осуществления сделок, стандартизации требований к перемещению капитала, росту прямых иностранных инвестиций. Инновации «накачивают» новой энергией существующие экономики, формируют конкурентоспособный сектор инновационной экономики, что обусловлено широким применением инновационных технологий, ужесточением конкуренции между корпорациями развитых и развивающихся экономик, развитием межфирменной кооперации, изменением характера и способов государственного регулирования экономики. В настоящее время наблюдается устойчивый рост конкурентоспособности экономики тех стран, где базируются ведущие транснациональные корпорации (ТНК) - лидеры применения инновационных технологий в своих отраслях и секторах экономики, что и является важной чертой современного мирового хозяйства.

Основными субъектами инновационного процесса выступают первичные звенья экономической системы - предприятия, которые всей логикой функционирования рыночного механизма выдвигаются в центр тех необходимых перемен, которые связаны с заинтересованностью общества в высокоэффективных нововведениях.

В современных условиях значимость инноваций как решающего ресурса конкурентоспособности становится очевидной. Будущий экономический рост и занятость

Секция 8

существенно зависят от результатов технологического прогресса, разработки новых продуктов и услуг, инновационных моделей бизнеса. Инновации становятся средством роста производительности труда и добавленной стоимости.

Основой такой инновационно-инвестиционной инфраструктуры (сетевая система взаимодействующих организаций, обеспечивающая реализацию инновационно-инвестиционной деятельности) являются талантливые ученые — организаторы (руководители проектов). Инфраструктура должна быть универсальной, конкурентоспособно реализующей любые эффективные проекты. Руководитель проекта находит и обосновывает новый проект, структурирует его на подсистемы, формирует оптимальный набор составляющих технологий, создает временный коллектив контрагентов, организует полный цикл реализации проекта «под ключ».

В работе рассмотрена необходимость формирования инфраструктуры (моста между наукой и производством), обеспечивающей поиск и создание эффективной производственной системы «под ключ».

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕХАНИЗМОВ РЕСУРСНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИННОВАЦИОННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПРОЕКТАМИ

Журавский В.В., Курбатов Б.Е., Недбайло Н.Ю.
kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Современное состояние рынка космических услуг характеризуется постоянно возрастающей конкуренцией между участниками рыночных отношений практически во всех сегментах. Сохранение, а в ряде случаев восстановление конкурентных преимуществ для отечественных организаций и предприятий ракетно-космической промышленности является в настоящее время одной из наиболее актуальных задач. Ее успешное решение возможно только на основе хорошо продуманной, разнообразной, интенсивной и высокопродуктивной инновационной деятельности, органично встроенной в общий механизм реализации не только действующей, но и перспективных программ развития космической отрасли России.

С целью повышения эффективности инновационной составляющей космической деятельности выполнено исследование, направленное на совершенствование механизма ресурсного обеспечения инновационных подпроектов в составе космических проектов и программ. Рассмотрены различные организационные схемы формирования и расходования финансовых ресурсов на различных стадиях жизненного цикла проекта.

Сформулированы требования к базовым элементам методического и инструментального обеспечения управления инновационной деятельностью как для доноров, так и для реципиентов инноваций. На основе портфельного подхода разработан механизм снижения рисков неудачного завершения этапов генерации новаций, разработки инноваций, их потребления и массового производства на отраслевом и межотраслевом уровнях.

Определены направления дальнейшего совершенствования систем управления инновационной деятельностью на предприятиях ракетно-космической промышленности на основе использования технологий электронного бизнеса.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СТОИМОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ КАПРЕМОНТА АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ РОССИЙСКОГО ПРОИЗВОДСТВА ЗА РУБЕЖОМ И В РОССИИ

Е.А. Маслов

maslov_evgeny86@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Осуществление эффективного послепродажного обслуживания ранее поставленной авиационной техники является одной из приоритетных задач для российской авиационной промышленности. Решение данной задачи позволяет не только получить дополнительную прибыль, но и укрепить позиции российских поставщиков летательных аппаратов на мировом рынке вооружений.

Капитальный ремонт летательных аппаратов является одной из наиболее значимых и дорогостоящих составляющих послепродажного обслуживания. Капремонт проводится после выработки летательным аппаратом межремонтного ресурса (ресурса до 1-го капитального ремонта) или межремонтного срока службы (срока службы до 1-го ремонта). Выполнять капремонт можно в стране поставщика (на авиаремонтном заводе или предприятии – изготовителе), или в стране иностранного заказчика, в случае создания соответствующих мощностей.

Ввиду того, что организация мощностей по капремонту на территории инозаказчика требует значительных финансовых вложений, необходимо, чтобы стоимость капремонта в стране инозаказчика была ниже, чем в стране поставщика (с учетом транспортировки в обе стороны).

В случае проведения капремонта в стране покупателя стоимость капремонта будет складываться из следующих составляющих:

- экспортная стоимость ремонтно-групповых комплектов и расходных материалов;
- стоимость капремонта агрегатов и комплектующих летательных аппаратов, направляемых для капремонта в страну поставщика, с учетом расходов на транспортировку в обе стороны, если не все агрегаты и комплектующие ремонтируются инозаказчиком самостоятельно;
- стоимость услуг российских специалистов, если таковые предоставляются в процессе капремонта;
- стоимость конструкторско-технологического сопровождения работ, разделенная на количество проводимых капремонтов, если данное сопровождение осуществляется;
- стоимость работ и услуг, выполняемых специалистами инозаказчика;
- отношение стоимости расходов на содержание и эксплуатацию мощностей по капремонту к количеству проводимых капремонтов на данных мощностях.

Кроме того, если инозаказчик стремится не только сократить сроки проведения капремонта, но и снизить свои расходы на эксплуатацию летательных аппаратов, в этом случае указанная выше стоимость капремонта может включать в себя также отношение затрат на создание мощностей по капремонту к планируемому количеству проводимых капремонтов.

Таким образом, капитальный ремонт летательных аппаратов в любом случае является весьма затратным для покупателя, в том числе при создании на его территории мощностей по капремонту. Схема послепродажного обслуживания летательных аппаратов, поставляемых за рубеж (включая проведение их капремонтов) должна тщательно планироваться и обсуждаться с потенциальным покупателем еще на стадии предконтрактных переговоров. Предлагать инозаказчику организацию мощностей

Секция 8

по капитальному ремонту авиатехники на его территории целесообразно при условии, если на основании анализа экономической эффективности можно сделать вывод о том, что создание данных мощностей не приведет к увеличению расходов на эксплуатацию летательных аппаратов.

ЛИДЕРСТВО В УПРАВЛЕНЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ КОРПОРАЦИЙ

С.А. Володина

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Возрастание нестабильности внешнего окружения, ужесточение конкуренции и либерализация многих секторов экономики приводит к необходимости быстрого и разнообразного реагирования на эти изменения и к передаче ответственности на нижние уровни организации, что не всегда сопровождается параллельным делегированием официальных полномочий. Как следствие, повышается роль лидерства в управленческой деятельности. При этом помимо традиционно обсуждаемого формального и неформального вида лидерства рассматриваются такие его разновидности, как транзакционное и трансформационное, грань между которыми определяется разницей между стимулированием и мотивацией людей в организации.

Транзакционное лидерство заключается во влиянии на людей посредством обмена вознаграждения на желаемые типы поведения (стимулирование). Отношения между лидером и его последователями включают рациональные обмены, которые позволяют интересантам достичь своих целей. Транзакционные лидеры предлагают свои идеи и вознаграждения как ключевой источник власти, апоследователи подчиняются им, когда вознаграждение соответствует их интересам. Взаимодействие продолжается до того момента, пока вознаграждение будет достаточным для последователя и пока стороны видят в обмене возможности достижения собственных целей.

Трансформационный (харизматический) лидер мотивирует своих последователей на перевыполнение намеченных показателей, которые идут дальше непосредственных личных интересов, когда для сотрудников важнее выполнять работу результативно и эффективно и сделать больше, чем от них ожидалось, поскольку они устремлены на достижение результатов более высокого порядка. Эти лидеры способны трансформировать потребности, ценности и цели своих последователей таким образом, что последние мотивируются к выражению интересов более широкой группы (например, команды проекта).

Рассмотрены необходимые компетенции трансформационных лидеров и потребности в их новых навыках применительно к запросам корпораций наукоемких отраслей, в частности – аэрокосмической. Сформулированы преимущества и недостатки данного типа лидерства в отношении управления высокотехнологичными проектами, а также потребности лидеров в новых навыках.

Проведена факторная структуризация управления проектами, позволяющая идентифицировать значение лидерских качеств менеджера. Так, содержательная часть управления проектами определяется двумя группами факторов, которые могут быть обозначены как жесткие (hard) и мягкие (soft). В отличие от группы жестких факторов, которые в большинстве ситуаций по своей сути являются регламентируемыми (или регламентирующими), а в ряде случаев – формализуемыми, мягкие факторы, как это следует из их определения, в большей степени требуют применения творческих и нестандартных подходов, во многом основанных на интуиции менеджера. Очевидно, значимость этих факторов и взаимосвязей между ними в проектах разного рода

будет весьма вариативна. Например, при разработке технологических дорожных карт наибольшее значение приобретают «жесткие» факторы, хотя нельзя недооценивать и влияние «мягких» (например, долгосрочной мотивации команд проектов). Очевидно, феномен лидерства относится к совокупности мягких факторов, в контексте которых происходит осуществление управления проектами.

Показаны ключевые стили и основные особенности лидерства в альянсах корпораций, образование которых характерно для аэрокосмической отрасли.

ОСОБЕННОСТИ ПРОГРАММНО-ЦЕЛЕВОГО ПЛАНИРОВАНИЯ ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ГОСУДАРСТВЕННЫХ ПРОГРАММ РАЗВИТИЯ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Я.М. Никольская
И.Н. Омельченко

nikolskayajm@yandex.ru,

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время концепция планирования развития экономики России в целом, её отраслей и больших организационных структур ориентирована на конечный результат и реализуется на принципах программно-целевого планирования.

Одной из наиболее актуальных проблем технологического и инновационного развития является формирование объема исчерпывающих мер и стратегий для достижения показателей, заявленных Правительством РФ. В соответствии с показателями приоритетного сценария развития технологий, определенных «Стратегией научно-технологического развития Российской Федерации до 2035 года», в ближайшее время уровень технологического и инновационного развития России должен не только перейти на новую ступень технологического уклада, но и осуществить технологический скачок для достижения заявленных показателей.

Технологическое развитие на предприятиях ракетно-космической промышленности (РКП) реализуется посредством федеральных целевых программ (ФЦП). В частности, постановлением Правительства РФ от 23 марта 2016 г. № 230 утверждена Федеральная космическая программа России на 2016-2025 годы.

В соответствии с тем, что динамика развития РКП в странах-лидерах технологического ядра в разы превосходит соответствующие показатели в России, то создание условий ускоренного технологического развития предприятий РКП является приоритетной и актуальной задачей. Для эффективной реализации заявленных стратегией целей, необходим комплекс методик, обеспечивающих оптимальный путь изменений управляющих процессов и бизнес-процессов на предприятиях промышленности.

ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ВНЕДРЕНИЯ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА ТЕРМОКАРСТОВО-ОПАСНЫХ ЗОН ДЛЯ ПРОКЛАДКИ И ЭКСПЛУАТАЦИИ ТРУБОПРОВОДА

Н.А. Блинова

blinova-na@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Глобальное потепление климата ввиду активного развития термокарста (таяния вечной мерзлоты), несет в себе опасность разрушения участков линейных магистральных газопроводов из-за просадки грунта, что влечет серьезные экономические, соци-

Секция 8

альные и экологические потери. В решении данной проблемы невозможно обойтись без использования космического мониторинга.

Расчет экономической эффективности внедрения системы мониторинга термокарстовых проявлений в буферной зоне газопроводов проводился на примере Группы компаний Газпром. Была проведена оценка затрат на создание и эксплуатацию системы, а также расчет доходов (предотвращенного ущерба от аварий) при внедрении проекта.

Проект мониторинга термокарстовой обстановки должен включать:

- мониторинг мест пролегания газопровода на предмет изменения зон заболачивания вокруг них для оценки потенциальной опасности;
- создание и внедрение автоматической системы дешифрования опасных криогенных процессов вблизи трубопровода по космическим снимкам;
- предварительное картографирование зон активного термокарста участков будущего газопровода по необходимости.

Проведенный анализ показал, что проект космического мониторинга термокарста вдоль газопровода является малозатратным и высокоэффективным. Это обусловлено наличием у Компании аппаратно-программного комплекса картографических приложений, которое требуется лишь доработать для решения поставленных задач, а также возможностью получения космических снимков по минимальной цене или бесплатно в рамках проекта СМОТР.

ВОПРОСЫ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

М.М. Дацюк

mar.datsyuk@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Четвертая промышленная революция характеризуется использованием технологий, имеющих реформаторскую природу – например, машинное обучение, виртуальная реальность, облачные вычислительные центры, интернет вещей и конечно аддитивные технологии.

Аддитивное производство (АП) – процесс создания физического объекта путем послойной печати с цифровой модели, он является полностью противоположным субтрактивному производству - когда слои постепенно снимаются для создания желаемой формы.

Применение этой технологии позволяет на порядок ускорить проектирование и производство изделий, а также существенно ускоряет научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы и подготовку производства.

Аэрокосмическая отрасль является одной из наиболее перспективных площадок для внедрения аддитивных технологий (АТ). Особенно полезным АП будет в производстве двигателей, деталей антенн и спутников. С помощью аддитивных технологий уже создаются такие детали как: форсунки, элементы деталей корпуса КА, ферменные конструкции для крепления антенн и многое другое.

АТ широко применяются в равной степени, как при изготовлении прототипов, так и при создании готовых деталей.

Основными особенностями аддитивных технологий являются производство деталей высокой сложности, быстрота изготовления, высокая точность, сокращение трудоемкости, снижение веса готовых изделий, уменьшение количества технологических операций, упрощение ремонта и замены комплектующих, экономия исходного сырья, минимизация отходов.

Все вышеперечисленное ведет к снижению издержек, и, следовательно, к снижению стоимости готового изделия (до 60% по сравнению с традиционными способами).

В данной работе были изучены затраты на освоение новой технологии и был проанализирован полученный эффект от внедрения аддитивных технологий в производство.

Использование аддитивных технологий — один из ярчайших примеров того, как новые разработки и оборудование могут существенно улучшать традиционное производство.

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОЦЕНКЕ ПРИОРИТЕТНОСТИ ЗАКАЗА НА МАТЕРИАЛЫ ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ СЛОЖНЫХ ПРОЕКТОВ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

И.И. Бочкарев

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Одной из главных проблем государственных предприятий, выполняющих государственный оборонный заказ (ГОЗ) является отсутствие понимания у производственных и конструкторских подразделений сроков обеспечения продукцией первоочередного назначения. Вследствие чего необходимые для цеха материалы поступают с значительным опозданием — порой в 2-3 месяца.

Начальники цехов, руководители проектов, ведущие конструктора и т.д. не до конца понимают всю сложность процесса закупки. Это приводит к тому, что производственные цеха не обеспечиваются в полной мере необходимыми им ресурсами. Заявки на материалы присылаются со сроком обеспечения — «нужно было еще вчера», что сильно затрудняет работу отдела материально-технического снабжения (МТС).

А ведь большинство стратегических для производства материалов (титан, специальные алюминиевые сплавы, специальные краски для ракетно-космической промышленности и т.д.) заказывается у единственных изготовителей. Срок изготовления составляет от 3 до 6 месяцев и более, после поступления предоплаты, прибавьте время на согласование и заключение договора (2 недели - месяц), открытие специального счета по ГОЗ (2 недели), перечисление денег со специального счета (1 неделя), а так же прочие внутренние проблемы крупных предприятий и срок сдвигается еще на 2 месяца

Так же это затрудняет работу завода-изготовителя, в случае если заказываемая продукция является опытной работой, и нет отточенной технологии. Сроки изготовления составляют 6 месяцев и более, а при попытках ускорить производство повышается шанс возникновения дефектов. Данная продукция будет получена с отклонениями от согласованных технических условий. Если не удастся «спасти» изготовленную продукцию, заводу-изготовителю придется заново запускать весь цикл производства, а это требует дополнительного времени. Кроме того «срочные» заявки, в силу срочности, обеспечиваются по завышенной цене.

Секция 8

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

В.Р. Бурханов

burweel@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Задача технико-экономического обоснования ставится при проектировании нового вида техники. Система обретает свой облик, удовлетворяя требованиям, которые закладываются различными заинтересованными сторонами. Для заказчика важно выполнение поставленной задачи в заданный срок при максимально возможном сокращении стоимости системы. Разработчик заинтересован в создании системы при условии получения максимальной выгоды. Одновременно отработка новых образцов техники и новых технологий должна иметь оправданную стоимость и возможность для дальнейшей конверсии и диверсификации.

Определение общей эффективности космической системы зависит от многих факторов. В рамках проводимой задачи в качестве аргументов приняты общий технический показатель, общий экономический показатель, общий показатель надежности и показатель воздействия на окружающую среду.

В процессе расчетов была найдена зависимость между параметром общей эффективности и характеристическими свойствами космической системы в виде полинома. Коэффициенты при полиноме определены с помощью метода наименьших квадратов. Данная зависимость позволяет проводить дальнейший анализ и оптимизацию.

В процессе разработки данной методики была достигнута цель определения взаимосвязи между характеристическими свойствами системы и общим показателем эффективности.

Также в процессе разработки данной методики было разработано сопровождающее программно-математическое обеспечение, которое позволяет автоматизировать большую часть расчетов. Данный модуль может быть дополнен модулем оптимизации полученных результатов и нахождению оптимального «идеального» варианта.

Также данный расчетный модуль при необходимости может быть дополнен графическим интерфейсом и объединен в программный пакет. Данный программный пакет позволит пользователям ознакомиться с некоторыми аспектами вычислительных методов. Также программный пакет при использовании знакомит пользователя с некоторыми аспектами оптимизации многокритериальной задачи на примере оптимизации космической системы.

ОЦЕНКА ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ УТИЛИЗАЦИИ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ПРОМЫШЛЕННЫХ ОТХОДОВ

Н. А. Левченко

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Проблема утилизации крупногабаритных отходов всегда стояла перед нашей страной, так как ежедневно в России выходят из строя или подходит время списания огромного количества крупногабаритных изделий (ракетные корпуса, самолеты, корабли и т.д.). Поэтому с ростом объема производства и эксплуатации изделий, увеличивается необходимость в демонтаже.

По источникам образования отходов выделяют две группы: отходы потребления и отходы производства. Они являются источниками загрязнения окружающей среды

в мировом масштабе. В данный момент на территории России скопилось очень большое количество отходов - около 45 млрд тонн металлургического, машиностроительного комплекса, ежегодно в стране, образуется еще около 5 млрд тонн. По количеству, составу и содержанию полезных компонентов, находящихся в промышленных отходах, запасы сравнимы с используемыми месторождениями природных ископаемых.

Проведенный в работе анализ вовлечения отходов металлообработки в производственный цикл в качестве вторичного сырья показал, что возможно снизить потребности литейного производства примерно на 30-50%, что дает существенный экономический эффект благодаря ресурсосбережению.

Выбор метода утилизации требует учета физико-химических свойств веществ. В настоящее время для переработки отходов производства и потребления применяются технологии: мусоросжигания, пиролиза, захоронения, компостирование и комплексная переработка. Специальная комплексная утилизация авиационно-космической техники и флота включает в себя: подготовку объекта к переработке, разделку на мелкие составляющие, выделение полезных компонентов (лом, драг. металлы), подготовку к переплаву, плавку для дальнейшего использования в промышленности РФ.

Существует много различных способов утилизации отходов промышленного сектора. На сегодняшний день не существует способа утилизации, который был бы универсальным. В частности, для крупногабаритных изделий требуется подход, учитывающий: размеры, материалы, технические составляющие и т.д. Утилизация в наше время становится прибыльным делом, что способствует приходу в данную промышленность конкуренции, инвестиций и новых способов работы с отходами, которые отличаются от своих предшественников возможностями и выгодами для компаний и окружающей среды.

В работе разработана методика оценки экономической эффективности утилизации крупногабаритных отходов.

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ ДЛЯ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Г.В. Степанов

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Одним из результатов изменений геополитики в мире стало наложение санкций на экономические связи с Российской Федерацией, в том числе, существенно ограничен импорт высокотехнологической продукции. В современной России, со времен распада СССР, отсутствовало производство микросхем и необходимых компонентов для аэрокосмической и военной техники, что, в сложившейся ситуации, поставило под угрозу стратегически важные для государства направления. В качестве ответных контрсанкций Россией введена программа импортозамещения, направленная на снятие зависимости от поставок импортных компонентов. Актуальность данной программы определяется стремительным развитием военной и аэрокосмической техники, и отставание, а тем более зависимость от импорта, в данном вопросе, становится угрозой национальной безопасности.

Дополнительные сложности для экономического развития России возникают в связи с тем, что перспективные в плане инновационного развития и повышения доли высокотехнологичного производства в ВВП сектора национальной экономики оказались в числе наиболее пострадавших от кризиса и санкций. Космическая отрасль и электронная промышленность серьезно обременены долгами. При этом перспективы улучшения ситуации в этих секторах связывалось в значительной степени с их

Секция 8

целенаправленной модернизацией при поддержке государства. В целом удалось сохранить бюджетную поддержку этих секторов на приемлемом уровне, но этой поддержки хватит только для обеспечения выживания ключевых предприятий. Ее недостаточно для резкого повышения глобальной конкурентоспособности и экспансии на внешние рынки. В результате, на сегодняшний момент ключевой проблемой является в целом низкий спрос на инновации в российской экономике, а также его неэффективная структура – избыточный перекос в сторону закупки готового оборудования в ущерб внедрению собственных новых разработок. Это полностью относится к рынку компонентов для аэрокосмической и военной техники.

ОЦЕНКА КОММЕРЧЕСКОЙ ПРИВЛЕКАТЕЛЬНОСТИ РАЗВИТИЯ КОСМОДРОМОВ РОССИИ

К.С. Акобян, Е.П. Прохорова
kristina997@list.ru, kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (научно-исследовательский университет)

Космодром - это специально оборудованная, постоянно модернизируемая сложнейшая техническая система. Крупный современный космодром включает в себя стартовые, технические, посадочные, командно-измерительные комплексы, научно-исследовательские и испытательные подразделения, стендовые базы, информационно-вычислительные центры, командные пункты и, как правило, комплекс предполётной и послеполётной реабилитации космонавтов. В арсенал России входят космодромы Байконур, Капустин Яр, Плесецк, Восточный. Каждый из этих космодромов имеет свои преимущества и недостатки. Считается, что космодрому Восточный доступен больший диапазон траекторий полётов, чем Байконуру, так как при запуске с определёнными углами наклона с Байконура отделение первых ступеней происходит над густонаселёнными территориями Казахстана, Китая, Монголии, Индии и др.

При проведении анализа коммерческой привлекательности эксплуатации космодрома целесообразно учитывать тот факт, что Космодром Байконур находится за пределами РФ, что ведёт к существенным издержкам на аренду, а также тот факт, что эта стартовая площадка давно выработала свой ресурс и постоянно нуждается в дополнительных затратах на ее содержание.

Государственный испытательный космодром Плесецк - один из крупнейших космодромов мира. История космодрома начинается 11 января 1957 г., когда было принято постановление Правительства СССР о создании военного объекта с условным наименованием «Ангара». Он создавался как войсковое соединение ракетных полков, вооружённых межконтинентальными баллистическими ракетами Р-7, разработка которых велась в ОКБ-1 под руководством С. П. Королёва.

Космодрома Восточный должен будет обеспечить независимый доступ в космос с территории России по всему спектру космических задач. Владея собственным космодромом, с которого можно осуществлять запуски космических аппаратов на любые орбиты, реализовывать пилотируемые программы и исследовать дальний космос. Космодром Восточный – это не дублёр, а полноценная замена прославленного и великого космодрома Байконур.

Целью работы является оценка коммерческой привлекательности эксплуатации отечественных космодромов.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ BLOCHCHAIN-ТЕХНОЛОГИЙ В СИСТЕМЕ ОЦЕНКИ ПРОФЕССИОНАЛЬНЫХ КВАЛИФИКАЦИЙ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Гришин Д.В., Тихонов А.И.
DVGrishin@yandex.ru, engecin_mai@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Ракетно-космическая и авиационная отрасли очень близки друг к другу. Система оценки и сертификации квалификаций в настоящее время строится для этих отраслей отдельно, однако это не должно быть препятствием на пути признания профессиональных квалификаций полученных в одной отрасли для работы в другой. Наличие различных центров оценки, сотен экспертов по разработке, оценке и сертификации квалификаций побуждают создать единое пространство в котором обеспечено достоверность сведений о профессиональных квалификациях работника. Помочь решить эту задачу может технология blockchain, которая является децентрализованой одноранговой средой обмена, протоколом, и самой публичной базой всех когда-либо совершенных транзакций, чья технология проведения обеспечивает их неизменность и прослеживаемость всех транзакций. В настоящее время Россия становится одним из мировых центров в области blockchain-технологий, это направление включено в национальный приоритетный проект «Цифровая экономика». Указанные выше отличия - это делает его основным кандидатом для создания IT платформы оценки профессиональных компетенций.

Оценку проводят эксперты – их оценки вносятся в систему и не могут быть изменены ни ими, ни «центральным администратором» в силу отсутствия такого в технологии blockchain. Более того у каждого эксперта будет на основе smart-contracts будет формироваться рейтинг («репутация») используя которую можно будет автоматически через smart-contracts «нормировать» его оценки. Результат, прошел ли кандидат оценку, может выставляться автоматически самой системой на основании smart-contracts по итогам оценок экспертами.

Все файлы (в т.ч. видео записи) оценки можно размещать в облачном хранилище, что исключит их изменение, но обеспечит возможность доступа. Примером может послужить IPFS – это глобальная версионированная одноранговая файловая система, однозначно сопоставляющая уникальный файл, где бы он ни находился в сети (вместо использования центрального репозитория), с его хешем (уникальным кодом), который подтверждает целостность файла и отсутствие в нем спама и вирусов.

Реализовать подобную системы можно на базе платформы Ethereum, которая имеет встроенный язык программирования предназначенный для создания smart-contracts. Надо отметить, что на базе кода Ethereum, ЦБ РФ создал и протестировал собственную платформу masterchain, предназначенную для финансового рынка.

Секция 8

КОНВЕРСИЯ ЭНЕРГОУСТАНОВОК МАЛОЙ ТЯГИ

Краев В.М., Тихонов А.И.
kraevvm@mail.ru, engecin_mai@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Перед предприятиями ракетно-космической отрасли России поставлены амбициозные задачи не только по непрерывному созданию новых двигателей, но и по применению полученных в ходе этого технологий в смежных отраслях.

Если рассмотреть конверсию не только как повышение доли гражданской продукции, выпускаемой предприятиями ракетно-космической отрасли, а гораздо шире, например расширение номенклатуры продукции для других отраслей, то финансовый эффект будет гораздо выше. Причем решается задача не только расширения рынков сбыта, что само по себе очень важно, но обеспечивается конкурентоустойчивость предприятий двигателестроения и всей отрасли в целом. Описанный подход не является новым и доказал свою состоятельность и в России и за рубежом. Решением озвученной в Прогнозе научно-технологического развития отраслей топливно-энергетического комплекса России на период до 2035 года проблемы развития распределенной генерации является создание микротурбин мощностью 0,2, 0,5, и 1 МВт и разработка соответствующих когенерационных установок. Когенерационная установка вырабатывает не только электрическую энергию, но и обеспечивает тепловой энергией. Таким образом, итоговый КПД когенерационной установки достигает 80-90%.

В линейке современных газотурбинные двигателей малой мощности можно выделить ГТД 37-01Э и 36МТ, которые используются в качестве маршевого двигателя в составе крылатых ракет морского базирования с максимальной тягой 450 кгс. На базе двигательных установок крылатых ракет могут быть созданы эффективные наземные энергоустановки мощностью от 200 до 500 кВт. Формирование энергоустановок мощностью более 500 кВт также возможно путем группирования двигателей в энергетические модули. Такой диапазон мощности является наиболее востребованной для строительства стационарных установок для нужд ЖКХ и перспективной для двигателестроительных компаний. По оценкам экспертов потребность ЖКХ в когенерационных установках мощностью 2-5 кВт составляет несколько сотен тысяч.

СОВРЕМЕННЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К КВАЛИФИКАЦИИ ИНЖЕНЕРОВ И УЧЕНЫХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

М.В. Кустова mvkustova@mail.ru,
В.М. Краев kraevvm@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В настоящее время требования, предъявляемые зарубежными компаниями к ИТР и ученым, серьезно изменились. Помимо исключительно узкопрофессиональных, «инструментальных» компетенций, особое внимание уделяется «корпоративным», «системным» и «межличностным». Это стало ответом на вызовы, которые диктует быстроменяющаяся высококонкурентная внешняя среда: необходимость удерживать клиента любыми путями, идя навстречу его все возрастающим Time-to-Market and Quality-to-Market, рост инвестиционных расходов на создание новых продуктов и сервисов и стремление разделить риски в рамках партнерств, стремительное усложнение, комплексирование, вновь создаваемых высокотехнологичных продуктов. Все это требует

от сотрудников лучшего понимания происходящего и прогнозирования дальнейших изменений, быстрого «встраивания» в контекст и подстраивания под новые акценты, развития навыков работы с любой информацией, поступающей из различных источников, в т.ч. в рамках профессионального и делового общения.

В перечень текущих квалификационных требований вошли: поведенческая гибкость, знание и признание существования различных культур, навыки преодоления культурных различий, навыки построения команд, управление процессами в команде, взаимопонимание, быстрый и эффективный процесс принятия решений, быстрая реакция, фокус на заказчика, стратегическое мышление, использование сетевой работы.

Современные требования к квалификации приводят к созданию специальных тренинговых программ, позволяющих в ограниченное время привнести в работу сотрудников большую информированность о состоянии и тенденциях в отрасли, осознание наличия огромного количества факторов влияния на конечный результат и навыки учета их факторов в работе, осознание взаимоувязанности результата со всей деятельностью компании, успешностью ее бизнеса и продукта на рынке, навыками работы с информацией, имеющей вероятность влияния на результат, ранее которой сотрудники не касались, навыки поиска и апробации новых возможностей, навыки нахождения в мультикультурной рабочей среде, развитие способностей к комфортному психологическому сосуществованию при жестком прессинге заказчика, кросс-дисциплинарность, способности синхронизировать и вести все стадии продуктовой программы, способности управлять сетью вместо иерархической линейно-функциональной формы организации.

ВЛИЯНИЕ ИННОВАЦИОННОГО ПОТЕНЦИАЛА ПЕРСОНАЛА НА РАЗВИТИЕ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

А.П. Семина

semina-nasty@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

С каждым годом ракетно-космическая отрасль стремится занимать лидирующие позиции на мировом рынке и обгонять конкурентов по основным показателям эффективности производства. Целью государственной программы Российской Федерации «Космическая деятельность России на 2013-2020 годы» является обеспечение доступа и присутствие России в космосе, а также выполнение международных обязательств, что безусловно говорит о том, что одним из главных направлений в развитии космоса является рост кадрового потенциала предприятий ракетно-космической промышленности.

Чтобы поддерживать конкурентоспособное положение, необходимо развитие инновационного кадрового потенциала. Творческая составляющая компетентных работников при решении проблем служит ключевым фактором при создании как-либо инновационных подходов и решений в процессе работы и производства в целом.

При составлении программ развития персонала рекомендуется включать в них формирование профессиональных творческих компетенций, учитывать его инновационный потенциал. Инновационный потенциал персонала организации - способность персонала к положительному восприятию новой информации, готовность к изменениям, к кардинальным преобразованиям, к приращению общих и профессиональных знаний, к созданию и реализации новых идей, к поиску решений нестандартных задач, к способности прогнозирования будущего организации. Такой персонал отличается особой активностью, мобильностью, гибкостью, способностью решать несколько задач одновременно, а также обладает безупречными коммуникативными навыками и

Секция 8

творческим потенциалом. Творчество позволяет создавать абсолютно новые материальные и духовные ценности. Креативность приводит к разрушению стереотипов.

Развивая творческий подход в работе, мы накапливаем инновационный потенциал персонала в ракетно-космической промышленности. Учитывая высокотехнологичность отрасли, необходимо включать творческие компетенции в систему развития персонала, а также мотивировать сотрудников к новым разработкам. Если любое ракетно-космическое предприятие, позволит себе хоть немного остановиться в технологическом развитии, оно начинает резко отставать и хронически проигрывать конкурентную борьбу на мировом рынке.

ОСОБЕННОСТИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ С МОЛОДЫМИ КАДРАМИ И ТЕОРИЯ ПОКОЛЕНИЙ

С.А. Хромова, М.А. Федотова

sophi.pr@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В современном мире многие классические модели и устоявшиеся и привычные схемы в управлении персоналом отходят на второй план, устаревают или вовсе перестают работать. Особенно это актуально, если мы говорим о столкновении классических подходов и методик с молодыми специалистами, представителями совершенно нового поколения работников, взаимодействие с которым часто способно удивить и поставить в тупик работодателя. В последнее время все чаще соотносят особенности разных поколений и теорию поколений со спецификой их ожиданий от работы, особенностями мотивации этих новых потенциальных работников и наиболее эффективного взаимодействия с ними.

Если посмотреть на общие черты, которые разные специалисты выделяют в поколении, которое вышло или вот-вот выйдет на рынок труда, а также проанализировать текущие мировые исследования по трудоустройству выпускников, можно обобщить, что общий фокус смещается с успешности, материальной составляющей и карьерного роста к развлечению, интересу и развитию. Таким образом, чтобы заинтересовать и удержать молодого специалиста, компаниям надо будет пересмотреть сложившуюся систему мотивации, а иногда даже стиль работы и руководства. И, несмотря на то, что для российских студентов финансовая составляющая все еще часто бывает на первом месте, для успешного взаимодействия с молодежью работодателям следует обратить внимание и на другие их особенности и предпочтения.

Если обобщить, то вот некоторые пункты необходимые для успешного взаимодействия с нынешними выпускниками:

- планирование продвижения специалистов в компании не только вертикально, но и оставлять возможность для разностороннего развития и разных путей роста;
- поддержание интереса к работе за счет смены задач и непрерывного обучения в процессе работы;
- большая вовлеченность в проектную работу, командная работа, создание чувства вклада и сопричастности, делегирование ответственности, расширение прав;
- более неформальный подход к руководству и обучению, отсутствие менторства, постоянный фидбек;
- при найме делать акцент на социальной политике, корпоративной культуре и дружелюбной и неформальной рабочей среде.

АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВ ПРИСОЕДИНЕНИЯ РОССИИ К СОГЛАШЕНИЮ ВТО ПО ТОРГОВЛЕ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКОЙ

Д.И. Глебова

Glebova.bmstu@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Внешняя торговля имеет большое значение для благоприятного экономического развития стран. Одним из инструментов регулирования международных торгово-экономических отношений стала Всемирная торговая организация (ВТО), основанная в 1995 г. на платформе Генерального соглашения по тарифам и торговле [1]. Россия стала 156-м членом ВТО 22 августа 2012 г.

Первые итоги функционирования России в составе ВТО не дают однозначного ответа на вопрос целесообразности членства, поскольку результаты краткого временного отрезка искажены внешними факторами: сокращение торговых связей, экономическая рецессия, двухстороннее торгово-политическое эмбарго.

С правовой точки зрения, ВТО – это совокупность многосторонних соглашений, регулирующих мировую торговлю, в состав которых входят два необязательных к подписанию соглашения: Соглашение по правительственным закупкам, присоединение к которому Россия начала в 2016 г., и Соглашение по торговле гражданской авиатехникой (СТГА).

СТГА ликвидирует импортные пошлины на все виды летательных средств, кроме средств военного назначения, а также их детали и комплектующие [2]. Несмотря на то, что на данный момент РФ не заявляет о намерении присоединиться к СТГА, необходимо понимать возможное влияние подписания соглашения на отечественный рынок авиатехники. Немаловажной представляется перспектива перевода СТГА в разряд обязательных соглашений ВТО по итогам любого раунда многосторонних переговоров.

Рынок авиатехники всегда характеризовался сильной зависимостью от связей с международными партнерами: обоюдный экспорт и импорт комплектующих и готовой авиационной техники.

В связи с этим необходимо уже сейчас понимать возможный эффект от присоединения России к СТГА в рамках ВТО. При подписании СТГА представляется необходимым оговорить в протокольном порядке срок действия переходного периода по выполнению всех требований Соглашения по субсидиям и компенсационным мерам с целью снижения негативных эффектов для отечественного авиапрома.

Список литературы

1. Дюмулен И.И. Всемирная торговая организация. - М.: Экономика, 2003. – 271с.
2. Всероссийская академия внешней торговли [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.vavt.ru/wto/wto/CivilAircraftTradeAgreement>

Секция 8

ОРГАНИЗАЦИОННЫЕ АСПЕКТЫ УПРАВЛЕНИЯ РИСКАМИ СТРАТЕГИЧЕСКОГО ИННОВАЦИОННО-ОРИЕНТИРОВАННОГО РАЗВИТИЯ ПРЕДПРИЯТИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

И.Н. Омельченко, А.А. Александров, Т.Г. Канчавели, А.И. Кузнецов, Д.Г. Ляхович
ibm3@ibm.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Анализ современного состояния и тенденций развития ракетно-космической промышленности показывает, что в настоящее время государством продолжен курс интенсификации процессов, связанных с созданием высоких технологий, что объективно обусловлено задачами развития экономики России. Но в то же время известно, что данные процессы связаны с рисками [1].

Управление рисками стратегического инновационно-ориентированного развития предприятия ракетно-космической промышленности включает разработку и реализацию экономически обоснованных для данного предприятия рекомендаций и мероприятий, направленных на уменьшение исходного уровня риска до приемлемого финального уровня [2, 3]. Объектом оценки и управления в данном случае являются стратегические решения предприятия, стратегический план, содержащий ряд утверждений относительно будущего развития внешней по отношению к предприятию среды, рекомендаций по образу действия руководства и коллектива предприятия ракетно-космической промышленности, прогнозных высказываний о реакциях на планируемые стратегические мероприятия инновационно-ориентированного развития потребителей продукции ракетно-космической промышленности, поставщиков материалов и комплектующих изделий, конкурентов и т.д.

Процесс управления рисками стратегического инновационно-ориентированного развития предприятия ракетно-космической промышленности предлагается представить состоящим из четырех этапов [3, 4]: прогнозирование рисков, организация управления рисками, контроль рисков, мониторинг и оперативное управление рисками.

Организация управления рисками стратегического инновационно-ориентированного развития предприятия ракетно-космической промышленности предполагает определение цели и задач на основе результатов прогнозирования их возникновения. Критерии организации управления рисками определяются составом задач и функций в виде действий руководства и коллектива предприятия. Состав этих действий предлагается определять на основе интеграции задач в однородные функции управления на основе кластерного анализа.

Информационное обеспечение организации управления рисками стратегического инновационно-ориентированного развития предприятия ракетно-космической промышленности является отдельной проблемой. Формирование информационных потоков представляет задачу, решение которой предлагается осуществлять на принципах управления знаниями.

Список литературы

1. Орлов А.И., Цисарский А.Д. Метод оценки рисков при создании ракетно-космической техники // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2017. № 2. С. 99–107.
2. Стратегическое управление инновационно-ориентированным развитием промышленных предприятий / под ред. А.Г. Бадаловой, М.Е. Просвириной. М.: ФГБОУ ВПО «МГТУ «СТАНКИН», 2012.

3. Омельченко И.Н. Методология, методы и модели системы управления организационно-экономической устойчивостью наукоемкого производства интегрированных структур / под ред. А.А. Колобова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005.
4. Ляпина С.Ю. Методология управления рисками стратегического развития промышленных организаций в условиях рынка (часть вторая). М.: Паруса, 2006.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОРГАНИЗАЦИОННО-УПРАВЛЕНЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ ПОДРАЗДЕЛЕНИЯ СТРАТЕГИЧЕСКОГО ИННОВАЦИОННО-ОРИЕНТИРОВАННОГО РАЗВИТИЯ ПРЕДПРИЯТИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

И.Н. Омельченко, А.А. Александров, Т.Г. Канчавели, Д.А. Курсин, Д.Г. Ляхович
ibm3@ibm.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Цель государственной политики в ракетно-космической промышленности – формирование экономически устойчивой, развивающейся по инновационному пути, конкурентоспособной, диверсифицированной ракетно-космической промышленности, способной решать стратегические задачи совершенствования и развития отечественной ракетно-космической техники и занимающей достойное место на мировом космическом рынке. Одним из приоритетных направлений государственной политики в этой области является проведение организационных преобразований в ракетно-космической промышленности. Под организационными преобразованиями в работе понимается комплекс административно-экономических, правовых и технических мероприятий, направленных на приведение условий функционирования предприятия в соответствие с изменяющимися условиями рынка и разработанной стратегией развития предприятия [1].

Одной из важнейших задач предприятий ракетно-космической промышленности, действующих в конкурентных условиях мирового космического рынка, является постановка и обеспечение процесса стратегического управления их инновационно-ориентированным развитием. Под инновационно-ориентированным развитием предприятия в работе понимается нацеленный на устойчивое развитие процесс систематического и непрерывного выявления и оценки, создания и накопления, а также эффективного использования инновационного потенциала предприятия, учитывающий специфику и уровень развития и способствующий повышению его конкурентоспособности [2].

Реализация стратегии развития предприятия и типа управления обеспечивается соответствующей организационно-управленческой структурой, ее кадровым наполнением, механизмами принятия управленческих решений и способами их информационного обеспечения.

Проектирование организационно-управленческой структуры подразделения стратегического инновационно-ориентированного развития предприятия ракетно-космической промышленности предлагается осуществлять на основе синтеза ее отдельных фрагментов, их параметрической и структурной оптимизации.

Список литературы

1. Глиненко Л.К., Лужко Е.В. Проектирование организационных структур управления. К.: Нора-Друк, 2005.

Секция 8

2. Стратегическое управление инновационно-ориентированным развитием промышленных предприятий / под ред. А.Г. Бадаловой, М.Е. Просвириной. М.: ФГБОУ ВПО «МГТУ «СТАНКИН», 2012.

АНАЛИЗ И ФОРМИРОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К СПЕЦИАЛИСТУ ПО УПРАВЛЕНИЮ ПОРТФОЛИО ИННОВАЦИОННЫХ ПРОЕКТОВ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Д.Г. Ляхович

dlyakhovich@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Ракетно-космическая промышленность является одной из ведущих составляющих оборонно-промышленного комплекса и промышленности России. Для обеспечения системного подхода к управлению деятельностью предприятия ракетно-космической промышленности необходимо обеспечить взаимосвязь и взаимозависимость процессов управления его развитием на уровнях формирования цели и стратегии развития, управления портфолио инновационных проектов, согласования планов инновационной и операционной деятельности.

Управление портфолио инновационных проектов подразумевает деятельность руководства и коллектива предприятия, направленную на достижение его стратегических цели и задач за счет формирования, оптимизации, мониторинга и контроля, управления изменениями портфолио инновационных проектов в условиях определенных ограничений [1, 2].

В работе исследована взаимосвязь основных ролевых функций и структура, определяющих процесс управления портфолио инновационных проектов предприятия ракетно-космической промышленности. Представлены результаты анализа и разработанные функциональная карта вида профессиональной деятельности и характеристика обобщенной трудовой функции «Управление портфолио инновационных проектов в ракетно-космической промышленности» специалиста по управлению портфолио инновационных проектов в ракетно-космической промышленности.

Список литературы

1. ГОСТ Р 54870-2011. Проектный менеджмент. Требования к управлению портфелем проектов. М.: Стандартинформ, 2012.
2. Проектный менеджмент на предприятии: методы и модели / под ред. С.Г. Фалько. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010.



КОСМОНАВТИКА И УСТОЙЧИВОЕ РАЗВИТИЕ ОБЩЕСТВА (КОНЦЕПЦИИ, ПРОБЛЕМЫ, РЕШЕНИЯ)

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ И МЕЖДУНАРОДНО-ПРАВОВОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ РАЗВИТИЯ СУБОРБИТАЛЬНОЙ ПИЛОТИРУЕМОЙ КОСМОНАВТИКИ

Ю.Н. Макаров,

Федеральное космическое агентство, г. Москва

Э.Г. Семенов, Н.И. Стельмах

ФГУП ЦНИИмаш г. Королёв Московской обл.)

e-mail: natali.stelmakh.85@mail.ru

В ближайшей перспективе одним из наиболее значимых критериев высокого статуса космической державы будет служить способность государства осуществлять самостоятельные суборбитальные пилотируемые полеты.

В настоящее время развернуты исследования и разработки по формированию задач и определению облика перспективных космических средств нового поколения для суборбитальной космонавтики, новых требуемых технологий и принципов по созданию современных транспортных космических систем, международно-правовому обеспечению процесса организации и управления деятельностью системы суборбитальных космических средств для решения актуальных задач проведения «быстрых» транспортных операций, проведения научно-исследовательских экспериментов по отработке новых космических технологий и ключевых элементов нового поколения ракетно-космической техники (РКТ), а также космического туризма.

В рамках государственной программы Российской Федерации и ее подпрограмм предусмотрены инновационные разработки в обеспечение средств для суборбитальных пилотируемых полетов.

На основе прогнозных оценок и вариантов проектно-поисковых решений показано, что в перспективе развитие пилотируемых космических полетов будет осуществляться поэтапно с переходом к широкому применению суборбитальных космических систем и формированию в конечном итоге новой отрасли КД – суборбитальной космонавтики для «быстрых» транспортных операций.

Работы по средствам суборбитальной пилотируемой космонавтики осуществляются на основе расширения применения принципов многозаказности и интеграции функций модулей космических средств не только для первых, но и вторых ступеней ракет-носителей их двигателей и др., что позволит сделать в дальнейшем направление суборбитальной космонавтики экономически выгодным видом КД.

В рамках НИОКР по проблеме реализации многозаказности в суборбитальных пилотируемых полетах представляется целесообразным использовать научно-технические, проектно-конструкторские, технологические решения и опережающий научно-технический задел, накопленные в положительном опыте создания отечественной КД при реализации космических проектов (МКС, орбитальных станций, многозаказной космической системы «Буран» и др.), а также позитивной практики применения космической системы «Спейс Шаттл».

Следует отметить значительные резервы в использовании при создании суборбитальных космических систем - технологии масштабируемых летных демонстраторов.

Секция 9

Проведение опережающих экспериментальных летных исследований на демонстраторах является характерной особенностью опыта создания отечественных и зарубежных гиперзвуковых воздушно-космических аппаратов, что позволяет верифицировать методы, средства и результаты расчетов и экспериментов в условиях ограниченных возможностей наземной стендовой базы для отработки гиперзвуковых технологий.

Такой подход позволяет определить номенклатуру ключевых решений, должны быть отработаны на демонстраторах.

Применение технологии демонстраторов по оценкам специалистов - эффективный способ гарантированной отработки перспективных воздушно-космических систем для суборбитальных пилотируемых полетов.

Наряду с созданием и обоснованием требуемой инфраструктуры суборбитальной космонавтики, технологий суборбитальных полетов требуется развитие международно-правовой нормативной базы, регламентирующей порядок и критерии осуществления безопасной КД на этапах подготовки полетов, запуска, выполнения требуемых задач на орбите, обеспечения безопасного спуска и посадки суборбитальных средств с учетом требований современного международного космического права.

В докладе обсуждены задачи и предлагаемый комплекс мер программы по развитию необходимой нормативно-правовой базы развития пилотируемых суборбитальных полетов, подходы и пути организации КД и развития космического туризма, предложения по внесению необходимых изменений и дополнений в Закон Российской Федерации «О космической деятельности».

НАПРАВЛЕНИЯ ПОВЫШЕНИЯ ИНФОРМАТИВНОСТИ СРЕДСТВ КОНТРОЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ОБСТАНОВКИ В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

В.Е. Сергеев¹, Д.В. Коробушин¹ SergeevVE@tsniimash.ru
М.Н. Бурдаев²,
Л.В. Седых³

¹ФГУП ЦНИИмаш, г. Королев, Московская область

²ФГБУ НИЦ ЦПК им. Ю.А. Гагарина, Звездный городок, Моск. обл.

³Национальный исследовательский технологический университет «МИСиС», г. Москва

В результате развития космических, информационных технологий, научных и технических достижений, при которых использование космоса вошло в социальную экономическую жизнь общества, космическая деятельность в околоземном пространстве значительно активизировалась. Происходит резкое увеличение числа космических объектов в околоземном пространстве (ОКП) их важности, стоимости, значимости.

Активизация космической деятельности в ОКП обуславливает необходимость усиления методов контроля космического пространства.

В настоящее время развиваются наземные системы наблюдения за обстановкой в космическом пространстве, разрабатываются космические средства наблюдения за орбитальными группировками в ОКП. Используются методы правового регулирования, предлагаются правила движения в космическом пространстве.

В результате проведенных исследований в направлении повышения информативности средств контроля космической обстановки ФГУП ЦНИИмаш разработал следующие проекты, которые обеспечат оперативность и достоверность информации о ситуации в космическом пространстве.

При решении задачи повышения скорости работы оператора системы контроля космического пространства разработаны предложения по способу отображения сложной обстановки с участием большого числа космических аппаратов, имеющих возможность маневрирования в космосе. По предлагаемому способу реальные координаты космических аппаратов пересчитываются в условные координаты для отображения на экране оператора в условном виде, разработанном для считывания оператором. Предложенное техническое решение защищено патентом Ru № 2461016 «Способ отображения баллистического состояния орбитальной группировки космических аппаратов».

ФГУП ЦНИИмаш также предложен «Способ идентификации космических аппаратов и их обломков в космическом пространстве (варианты)», защищенный патентом Ru № 2442998. По предлагаемому способу для идентификации космических аппаратов и их обломков в космическом пространстве с использованием лазерной локации, на наружную поверхность корпуса космического аппарата и солнечные батареи наносят маркирующее покрытие, которое составляют из композиции веществ, спектр отражения которой кодирует техническую и правовую информацию о космическом аппарате, с включением светоотражающих элементов на подслое или в составе композиции. Идентификацию космического аппарата или его обломков осуществляют при облучении покрытия лазерным светом станции наблюдения и считывают информацию спектроскопическими средствами.

О СТРАТЕГИИ РАЗВИТИЯ КОСМОНАВТИКИ В XXI ВЕКЕ

В.Ю. Ключников

klyushnikovvy@tsniimash.ru

ФГУП ЦНИИмаш, г. Королев московской обл.

Новой парадигмой освоения и использования космоса, являющейся по сути основой стратегии развития космонавтики в XXI веке, должна стать индустриализация. Сама по себе идея промышленного освоения космоса далеко не нова [1]. Но ни разу этот вопрос не поднимался в практической плоскости.

Целью индустриализации должно является создание материально-технической базы исследования, освоения и использования Солнечной системы и последующего массового выхода человечества за пределы планеты Земля на основе поэтапного развертывания промышленного производства в космосе. Процесс достижения поставленной цели может быть представлен в виде последовательности следующих шагов:

- обслуживание космических объектов на орбите;
- получение и распределение электрической энергии в космосе;
- производство в космосе уникальных материалов препаратов;
- сборка на орбите сложных крупногабаритных конструкций;
- добыча и переработка минерально-сырьевых ресурсов планет, астероидов и других небесных тел;
- массовое производство в космосе различных видов продукции для нужд космической отрасли.

Конечным результатом этой последовательности шагов является перенос в космос не только ракетно-космической промышленности, но и других ресурсо- и энергоемких отраслей, загрязняющих окружающую среду.

Хозяйственно-экономическим механизмом индустриализации может стать государственно-частное партнерство с ситуативной сменой лидера, определяемой финансовыми рисками, размерами инвестиций и периодом окупаемости. Если запуск процесса индустриализации целесообразно осуществить с широким привлечением

Секция 9

частного бизнеса к обслуживанию КА на орбите, производству уникальных материалов и препаратов и к строительству первых космических солнечных электростанций, то, к примеру, строительство орбитальных доков и космического флота для разведки и разработки минерально-сырьевых ресурсов Солнечной системы должно возглавить государство (или, что предпочтительнее, группа государств) с постепенным привлечением предпринимателей.

Общий процесс индустриализации космоса со временем будет ускоряться под воздействием взаимного синергетического эффекта развития отдельных элементов космической производственной инфраструктуры.

Литература

1. Константин Эдуардович Циолковский - Промышленное освоение космоса, М.: Машиностроение, 1989, - 279 с.

ОСНОВНЫЕ ВОПРОСЫ ПОСТРОЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВАЖНЕЙШИМИ ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИМИ ПОКАЗАТЕЛЯМИ, СОЗДАВАЕМЫХ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ В УСЛОВИЯХ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ИНТЕГРИРОВАННЫХ АСУ И САПР

И.В. Апполонов, Н.Б. Бодин, А.М. Кирюшкин, В.Д. Оноприенко, К.Д. Пантелеев, Г.С. Сапрунов
info@agat-roscosmos.ru, npoit@npoit.ru

ФГУП «Организация «Агат», г. Москва,
МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва,
ОАО «НПО ИТ», г. Королев Московской обл.

В докладе формируется общая постановка вопроса к созданию автоматизированной подсистемы управления важнейших технико-экономических показателей (ТЭП) создаваемой сложной наукоемкой продукции (сложных изделий машиностроения и средств технологического оснащения (СТО) и их производств) в условиях функционирования интегрированных АСУ и САПР.

Предлагается типовая структура функциональных задач в совокупности представляющих собой функциональный базис подсистемы. В виде взаимозависимого формализованного комплекса управляемых задач по процедурам прогнозирования, контроля и регулирования ТЭП вновь создаваемых (или модифицируемых) сложных изделий машиностроения и СТО их производств.

Применительно к данному базису функционирования системы предлагается модель системы базиса, в виде информационного обеспечения в форме типовой структуры входной и выходной информации (по заданию), а также типовой структуры общего и специального математического программного обеспечения, ориентированного на использование типовых программных пакетов (ТПП).

Обсуждаются основные вопросы построения диалоговых человеко-машинных процедур для реализации всего комплекса функциональных задач в ходе автоматизированного управления ТЭП сложных изделий в целом и их составных частей.

Определено место автоматизированной подсистемы управления ТЭП создаваемых изделий и СТО их производств в интегрированной АСУ и САПР, а также сформулированы предложения по построению в ней функционального и системного базисов для практической реализации необходимой совокупности диалоговых человеко-машинных процедур, применительно ко всему комплексу функциональных задач.

На первом этапе построения АСУ необходимо разобраться в сути дела, определить количественную и качественную сторону вопроса управления и сделать вывод при наличии неполной информации.

Научный подход к управлению при реализации был связан с необходимостью проведения количественных и качественных измерений в ходе процессов. Организаторы процессов управления всегда связаны с необходимостью решения трёх интеллектуальных задач: определения стратегии, принятия решения и управления. Научный подход базируется на специализации и суммировании знаний и опыта АСУ и здесь наука может в полной мере помочь в каждом из этих трёх случаев. Путём исследования взятых из реальной жизни систем она находит их характерные особенности, определяет количественные и качественные их факторы и формирует задачу прогнозирования: как в будущем поведёт себя АСУ при выборе той или иной стратегии или способа управления? Сравнение эффективности возможных стратегий и способов управления является основной задачей операционного исследования.

Возникновение и опыт существования исследования операций дали исследователям три основных урока, а именно:

1. Проблемы управления охватывают ситуации или сценарии, информация о которых является крайне неполной. Необходимо определить, какой ценой может быть получено большее количество информации, и предложить пути получения максимальной информации от минимального количества данных;
2. Поскольку никто не знает на ранних этапах исследования, какие отрасли науки смогут оказаться необходимыми и полезными в разрешении частной или общей проблемы данной АСУ, а потому группа операционистов должна представлять как можно большее число специалистов различных научных дисциплин;
3. Самый важный урок – это применение и использование стратегии, которыми руководствуются организаторы и разработчики АСУ, потому что они влияют на конечный результат, не менее, а иногда и более чем находящиеся в их распоряжении средства. Эти стратегии представляют собой пути и способы использования всей АСУ в целом, находящейся в распоряжении организатора, принимая во внимание возможности, которые открываются перед ним в будущем.

Сегодня своевременно размышлять о современных методах, способах и стратегиях управления при их систематическом и целенаправленном совершенствовании.

ЗАДАЧИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

**Ю.А. Матвеев,
В.А. Ламзин, В.В. Ламзин**

matveev_ya@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Во многих случаях повышение эффективности космических систем (КС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) связано с модернизацией созданной ранее базовой системы и разработкой модификаций космического аппарата (КА), что подтверждается рядом космических программ (систем). Модернизация КС ДЗЗ связана с заменой подсистем КА и вводом в действие модификаций КА, что позволяет повысить эффективность всей системы при ограниченных затратах. Модернизация комплексов, создание и введение в строй модификаций КА ДЗЗ дает возможность при ограниченных затратах продлить срок эффективного применения техники, рационально использовать созданную техническую и технологическую базу, вести отработку ключевых технологий при создании подсистем аппарата в обеспечение новых проектов.

Секция 9

В докладе на модельных примерах рассматриваются задачи повышения эффективности КС ДЗЗ. Первая задача связана с разработкой вариантов модификации КА, обеспечивающих его наилучшие технико-экономические характеристики, вторая – с комплексной оптимизации параметров модификации КА в составе системы и модуля целевой аппаратуры (МЦА) при реализации ключевых проектно-конструкторских решений (ПКР) для подсистем модуля служебных подсистем (МСП). Формулируются постановки задач и приводятся алгоритмы их решения. Постановка первой задачи: при изменении целевой нагрузки среди альтернативных вариантов КА (модификации КА) с различным составом целевой съемочной системы определить с использованием адаптивных проектных зависимостей вариант реализации модификации КА, обеспечивающий наилучшие технико-экономические характеристики аппарата.

Постановка второй задачи: при заданных параметрах наземного сегмента и целевой нагрузки провести комплексную оптимизацию параметров модификации КА в составе КС ДЗЗ и подсистем модуля МЦА при реализации ключевых ПКР для подсистем модуля МСП. Решение такой задачи включает два взаимосвязанных этапа. Вначале рассматриваются вопросы комплексной оптимизации параметров модификации КА и подсистем модуля МЦА, затем проводится исследование влияния затрат на реализацию ключевых ПКР для подсистем модуля МСП на технико-экономические характеристики проекта модификации КА. Проведена технико-экономическая оценка вариантов проектов модификации КА, определены рациональные параметры модификаций аппарата в составе системы, при которых выполняются ограничения, а затраты на реализацию проекта при этом минимальны. Определено влияние динамики внешних связей – требований, предъявляемых к КС ДЗЗ (продолжительности периода реализации проекта, требований по функциональной эффективности – разрешению, спектральным диапазоном работы целевой съемочной системы, информационной производительности и др.) на затраты и трудоёмкость работ при реализации проекта. Исследовано влияние особенностей ПКР целевой съемочной системы модификации КА на эффективность КС ДЗЗ в планируемый период, в том числе на надежность, количество КА в системе и сроки восстановления системы. Проведена оценка технико-экономических характеристик модификации КА ДЗЗ при комплексной замене подсистем и в случае реализации ключевых ПКР для подсистем. Полученные на модельных примерах оценки могут быть использованы для детального анализа эффективности перспективных космических средств ДЗЗ с целью прогнозирования их развития и расширения области применения.

СТРАТЕГИЯ НЕДОУЧЕК

В.Д. Кусков, Е.Л. Новикова
kvd-nel@mail.ru

Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, Москва

«Стратегия недоучек» - так в 2 х последних выпусках ВПК называются статьи о значении исходной школьной подготовки перед выходом на ВУЗ'овский уровень и, в последующем, в реальную жизнь. Во всех случаях начинает проявляться порочная идеология построения школьной подготовки. Этот факт уже установлен всем техническим сообществом страны. Но эта неудовлетворенность школой никоем образом не трогает. Педагогическое сообщество удовлетворено статистикой ЕГЭ и ею прикрывается, считая, что это и есть оценка знаний. В 70 е годы, практически весь педагогический состав классической российской школы в силу хода времени был вынужден уходить на пенсию, школа оказалась брошенной на произвол судьбы и европейским веяниям по

упрощению образования, перегрузке детей, чего не было, и в результате мы получили то, что имеем. То, что дети о фундаментальных основах наук понятия не имеют, и это знание в школьной программе просто не имеет места. Все это происходит потому, что вершина педагогической науки не знает, чему должен быть обучен человек, выходящий из школы. Хотя результат школьного образования в СССР создал страну, и все ее достижения основывались на классической российской школе, выросшей из гимназической основы. Эта основа сделала свое дело – выучила Россию в самые трудные годы. Рыночные отношения поставили образование в разряд услуг платных. Имеются тенденции возврата денег за обучение и уход в непроизводительные области. Анализируя школьную базу в области военной службы, у нас нет перспектив рассчитывать на главных конструкторов и военачальников, воспитанных из выпускников современных школ. Момент истины наступит, когда на смену создателям могущества страны советской школы придут менеджеры и экономисты (отличники ЕГЭ и выпускники ВШЭ) Уже сегодня наша техника начинает уступать качеству китайского и индийского производства. Нас впечатляет успех сколковских разработок «Кибернетические игры» на смартфонах при управлении тележкой на 4 х колесах. С этого уровня не подняться до управления полетом в космосе и управления высокоточными средствами. Между этими уровнями стоит непреодолимая стена незнания комплексного применения и использования фундаментальных основ науки, заложенная в школьных программах. Но это только первый шаг в рамках элементарной геометрии пространства. Дальнейшие шаги приближают к модели движения и оценке качества движения. Например, точность попадания. Но это уже многослойный «пирог» движений, алгоритмов оптимальных оценок по результатам наблюдений. И вот результат — снаряд (бомба), выпущенный с высоты 8 тыс. метров, попадает в танк или в летящий объект без промаха. Вопрос — может ли обучающийся мозг поднять все пласты знаний, необходимых для решения поставленной задачи? Как показывает жизнь, в действительности мозг это может, и даже при совершенно скверном школьном образовании. В этом случае познание и преодоление препятствий познания происходит по законам индивидуально-прорыва вперед, не имеющего ничего общего с педагогикой. Те, которые оказались на этом пути, стали и становятся великими изобретателями. По этой причине большинство принципиальных изобретений принадлежит России, но реализованы они все на Западе. Да, в России будут всегда недоучки, прокладывающие путь к новым идеям и решениям, независимо от реформ образования, какие бы они не проводились. Недоучки рассказали бы об этом пути к истине, если бы их спросили. Но их не спросят. Относитесь с уважением к таким недоучкам и их стратегии познания.

ВОЗМОЖНОЕ РАЗВИТИЕ АВТОМАТИЧЕСКИХ ЛУНОХОДОВ ДЛЯ БУДУЩИХ ЭКСПЕДИЦИЙ НА ЛУНУ

С.П. Буслаев, В.А. Воронцов, О.С. Графодатский
se.bouslaev@yandex.ru, vorontsov@laspace.ru, grafodatsky@laspace.ru

НПО им. С.А.Лавочкина, г. Химки

За 47 лет, прошедшие с момента посадки на Луну первого в мире советского лунохода 17 ноября 1970 года всего лишь три страны осуществили посадки семи своих автоматических планетоходов пяти различных конструкций: советские «Луноход-1 и 2», американские «Pathfinder», «Spirit» и «Opportunity», «Curiosity» и китайский луноход «Юйту». Наверное, наиболее общие различия в планетоходах заключаются в их назначении и в степени автономности планетоходов. Эти различия определяют и конструк-

Секция 9

цию планетоходов, и требуемый ресурс планетоходов, и состав, и характеристики их служебных систем.

Применительно к луноходам, когда в настоящее время ещё нет детального плана изучения Луны, луноходы могут использоваться в следующих наиболее общих целях:

- использование лунохода для решения единичных задач;
- использование лунохода для решения задач, основанных на сетевом способе применения малогабаритных планетоходов, оснащённых современных миниатюрным геолого-разведывательным оборудованием;
- использование луноходов для решения задач в интересах и совместно с пилотируемой экспедицией посещения Луны;
- использование луноходов для решения задач совместно с экипажем на пилотируемой орбитальной лунной станции.

Последняя задача для луноходов приобретает особую актуальность в свете появившихся недавно российско-американских планов создания международной пилотируемой окололунной станции Deep Space Gateway [1].

Одной из задач этой станции может быть оценка доступности лунных ресурсов, когда в потенциально богатых на ресурсы регионах Луны будут работать автоматические луноходы [2]. При этом автоматические луноходы должны иметь высокую степень автономности.

Литература

1. Российско-американские группы по созданию окололунной станции начали работу. // РИА НАУКА [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://ria.ru/space/20171002/1505993498.html> (дата обращения 02.10.2017).
2. Пилотируемая программа НАСА на следующее десятилетие приобретает официальные очертания.09.04.2017 // Космическая лента [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://kosmolenta.com/index.php/1042-2017-04-09-deep-space-things> (дата обращения 28.09.2017)

КОСМОНАВТИКА И ВЫБОР МЕЖПЛАНЕТНОГО КОРАБЛЯ И НОСИТЕЛЕЙ ДЛЯ НЕГО НА ТРАССЕ ЗЕМЛЯ-ЛУНА С ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ОЦЕНКОЙ

В.Н. Дедов, Е.В. Лаппо, В.Д. Оноприенко, А.М. Кирюшкин, Г.С. Сапрунов
info@agat-roskosmos.ru,

ФГУП «Организация «Агат», г. Москва

В декабре 2003 года Президент США Джордж Буш объявил о новой концепции США по освоению космического пространства:

1. Концепция «Vision for Space Exploration», т.е. «Взгляд на исследования космоса» основная задача в ней была полёты за пределы «низкой околоземной орбиты» (НОО), т.е. включая все космическое пространство. Конкретной целью в данной концепции США было возвращение на Луну к 2020 году и полёт к Марсу в ближайшей перспективе.
2. Главным средством реализации новой концепции являлся «Пилотируемый исследовательский корабль» (Crew Exploration Vehicle – CEV). Итак, США считали главным на данном этапе создание «Пилотируемого исследовательского корабля (ПИК)».

Под впечатлением от гибели «Колумбии» США наметило закрытие многоразовой космической системы Space Shuttle к 2010 году, а также была закрыта «Стратегиче-

ская пусковая инициатива» (SLI), которая предполагала создание тяжелого носителя со всеми ступенями многократного использования. К этому времени США успешно завершили большую и объемную программу EELV по созданию двух новых носителей, а именно: «Дельта-4» (фирма «Боинг») и «Атлас-5» (фирма «Локхид-Мартин») с российскими двигателями РД-180. Программа EELV задумывалась конкурсной, но так как оба носителя оказались успешно завершёнными, было принято решение запускать в серию оба носителя, которые по нашей классификации относятся к тяжёлому и средним классам. Эти носители решали задачи:

- выводить на околоземную орбиту пилотируемые корабли;
- совершать полёты к Луне и её точкам либрации;
- полёты в межпланетное пространство обеспечивать разгонными блоками одно и двухступенчатыми, которые в целом собираются в космосе;
- собирать корабль для облёта планеты Марс с грузовым модулем плюс «межорбитальный буксир», который мощнее ракетного блока на атомных или ядерных ракетных двигателях.

Возвращаемый аппарат фирмы «Локхид-Мартин» был выбран по схеме «несущий корпус», который напоминал наш проект космического корабля «Клипер». К концу 2005 года была выбрана основная архитектура будущей космической системы:

- пилотируемый космический корабль CEV в 2006 году получивший название «Орион». Конструкция принята «боинговская» - конический возвращаемый аппарат (ВА) на 4-6 астронавтов плюс цилиндрический агрегатный отсек, но вот разработку и изготовление поручили фирме «Локхид-Мартин»;
- ракета-носитель тяжёлого класса CLV (Crew Launch Vehicle – «Пилотируемый носитель») для выведения КК «Орион» на околоземную орбиту. От использования технологий EELV отказались полностью, а за основу взяли твёрдотопливный ускоритель «Шаттла», на который установили его же водородно-кислородный двигатель SSME и поручили всё делать фирме «Боинг». В дальнейшем ракета-носитель получил название «Арес-1»;
- ракета-носитель сверхтяжёлого класса CaLV (Cargo Launch Vehicle – «Грузовой носитель»), который делается на основе «Шаттла»: 1-ая ступень – два стартовых твёрдотопливных ускорителя плюс 2-ая водородно-кислородная, на основе топливного бака «Шаттла» и его же ЖРД SSME и этот носитель получил название «Арес-5»;
- лунный модуль LSAM (Lunar Surface Access Module), который получил название «Альтаир» и включает в себя посадочную и взлётную ступень;
- завершает эту космическую систему – водородно-кислородный блок EDS (Earth Departure Stage – «Ступень для покидания Земли»), которому предстояло отправить связку «Орион» - «Альтаир» с околоземной орбиты к Луне.

Полёт к Луне представлялся следующим образом: носитель «Арес-5» доставляет на околоземную орбиту связку - «Альтаир», а затем ракета-носителем «Арес-1» выводится на орбиту Земли КК «Орион», который после стыковки с EDS «Альтаир» отправляется к Луне. После отработки EDS он сбрасывается и осуществляется торможение двигателем посадочной ступени «Альтаир» для перехода на окололунную орбиту, а затем стыковка с «Орионом», далее полёт к Луне и посадка, работа на Луне, взлёт (на взлётной ступени) и вновь стыковка с КК «Орион» переход экипажа в него, отстрел взлётной ступени, старт от Луны к планете Земля, разделение модулей «Ориона» и вход ВА в атмосферу со второй космической скоростью и посадка.

Вся эта программа технических средств полёта человека за пределы низкой околоземной орбиты в космическое пространство получила по способу полёта название «двухпусковая схема», а программа в целом – название «Constellation» - «Созвездие».

Секция 9

Стоимость этой программы оценивалась в размере 165,0 млрд. долл., поэтому НАСА отказалась от её реализации, но сохранила и продолжила разработку КА «Орион».

АНАЛИЗ ОТРАБОТКИ ПОСАДКИ КА «ВЕНЕРА 9-14» И «ВЕГА-1,-2» НА ВЕНЕРИАНСКИЕ ГРУНТЫ ДЛЯ РАЗРАБОТКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АППАРАТОВ «ВЕНЕРА Д»

С.П. Буслаев, В.А. Воронцов, О.С. Графодатский
se.bouslaev@yandex.ru, vorontsov@laspace.ru, grafodatsky@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина», г. Химки Московской обл.

В настоящее время после длительного перерыва продолжительностью более чем в 30 лет вновь рассматриваются проекты посадочных аппаратов для продолжения изучения поверхности Венеры. Интерес учёных планетологов вызывают районы будущих посадок с возможным выходом на поверхность планеты наиболее древних пород поверхностного слоя, которые могут встретиться в местах, где наблюдаются следы тектонических процессов, бывших неоднократно в прошлом. Эти районы получили название «тессера» (черепица, греч.).

В районах тессера рельеф более сложный по сравнению с рельефом в местах уже осуществлённых посадок советских КА «Венера 9-14» и «Вега-1,-2», он образован пересекающимися грядами и бороздами. Ранее посадки КА в районах Венеры с рельефом подобной сложности не осуществлялись, посадки происходили в более равнинной местности.

В связи с уникальностью, большой сложностью и высокой стоимостью исследований, проведение которых необходимо для разработки перспективных космических аппаратов «Венера Д» для посадки на планету, интерес представляет преимущество старых и новых проектов, возможность использования результатов, полученных ранее. Под посадкой здесь понимается момент удара КА о поверхность грунта.

При отработке посадочных аппаратов «Венера 9-14» и «Вега-1,-2» широко применялось физическое и математическое моделирование процесса соударения КА с грунтом планеты, при этом в экспериментах и в расчётах использовались грунты-аналоги разнообразных типов. Возможно, что при изучении процесса посадки «Венера Д» в новых венерианских районах тессера может потребоваться разработка новых дополнительных моделей грунтов-аналогов и моделей рельефа.

В связи с более тяжёлыми внешними условиями для посадки КА на поверхность грунта в новых районах Венеры может потребоваться более тщательное изучение влияния всего комплекса внешних условий посадки на динамику контактного ударного взаимодействия посадочного аппарата с поверхностью грунта. В частности, может потребоваться учёт влияния плотной атмосферы Венеры на устойчивость посадочного аппарата при посадке от переворота.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПО ОЦЕНКЕ СТЕПЕНИ ВЛИЯНИЯ КРИТИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ НА ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СИСТЕМ ЗАПУСКА

П.А. Козедра, Ю.А. Матвеев,
matveev_ya@mail.ru

Московский авиационный институт, г. Москва

А.А. Позин
pozin@typhoon.obninsk.ru

ФГБУ «НПО «Тайфун», г. Обнинск

Развитие цивилизации основывается за счёт использования 50 макротехнологий, как правило, состоящих из большого количества синергетически связанных частных от нано- до гипер. Наличие технологий, позволяющих осуществлять вывод в космическое пространство как искусственных, так и обитаемых космических объектов, а также их возвращение на Землю – это одна из макротехнологий.

На основе нано и гипертехнологий формируются базовые, ключевые или критические технологии, как принято сейчас говорить, определяющие направления развития как общества в целом, так и отдельных его отраслей.

В Российской Федерации сформирован перечень критических технологий, в состав которых входит и технология «Создания ракетно-космической и транспортной техники нового поколения», стоящая на 24 месте. В перечне развиваемых технологий она основывается на результатах ряда базовых и критических технологий (способов создания материалов, продукции, электронных компонентов, оказания услуг и др. услуг).

Реализация основных направлений критических технологий в ракетно-космической технике обусловлена также требованиями импортозамещения, что связано с необходимостью проведения глубокого анализа связей различных отраслей промышленности с авиационно-ракетной. При решении задач создания инновационной техники наилучшие результаты даёт высокие показатели технических характеристик летательных аппаратов межотраслевая кооперация.

В работе приведён анализ использования базовых проектно-конструкторских решений, ранее разработанных в смежных областях, например, при выполнении ракетных исследований для транспортных технологий нового поколения.

Для примера, рассмотрен современный ракетный комплекс РК

МР-30 и возможности по его модернизации с целью создания транспортных систем для решения задач микрокосмонавтики.

Также этого рассмотрен ряд современные и перспективные задач, стоящих перед космической техникой и требующих комплексной оценки перечня и значений критериев эффективности транспортных систем:

- времени реализации проекта (который может быть от нескольких месяцев до недель);
- снижения затрат на этапе создания транспортных систем и этапе выведения КА и ряд других показателей.

Секция 9

ВОЕННО-ЭКОНОМИЧЕСКАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ РФ: ПЕРСПЕКТИВЫ ПРОЛОНГАЦИИ ДОГОВОРА СНВ-3.

В.А. Махов

Военный Университет МО РФ

Срок действия Договора СНВ-3, ратифицированный РФ 28.02.2011, истекает 05.02.2021.

На момент заключения Договора, чтобы достичь согласованные уровни в 700 раз-вернутых носителей и 1550 боевых блоков (ББ):

1. США должны были сокращать свои носители и ББ;
2. РФ лихорадочно производить как носители, так и ББ, сохраняя при этом сложившуюся структуру стратегических ядерных сил.

Пролонгация Договора СНВ-3 противоречит национальным интересам РФ, поскольку:

1. Договор СНВ-3 вступает в силу с момента приема на хранение ратификационных документов, который должен быть проведен согласно требованиям конгресса США (поправка Сена Лемье 4/S.AMDT.4908) ПОСЛЕ СОГЛАСИЯ РФ на переговоры по вопросу ограничений тактического ядерного оружия (ТЯО). Кроме того, Сенат США 22.12.2010 г. в «Резолюции о совете и согласии Сената на ратификацию нового Договора о СНВ» в одностороннем порядке подкорректировал важные положения Договора СНВ-3 (ПРО США вне любых будущих переговоров в сфере сокращения ядерного оружия; никаких ограничений для США в сфере стратегических неядерных вооружений).
2. Договор СНВ-3 не учитывает ядерный потенциал как союзников США (суммарный ядерный потенциал которых составит 2302 ББ: 1550 ББ США, 464 ББ Великобритании, 228 ББ Франция), а также Китая (оценочно не менее 2500 ББ), Индии, Пакистана, Израиля и КНДР.
3. В тексте Договора СНВ-3 не предусматривалось уничтожение в обязательном порядке носителей, платформ боеголовок каждой МБР «Минитмен-3», ББ, шахт, ПЛАРБ, создавая у США «возвратный потенциал».

Таким образом Договор СНВ-3 является не обязательным для выполнения США (согласно поправке Сена Лемье). К настоящему времени США не провели реального сокращения и ликвидации стратегических наступательных вооружений, и боевой состав стратегических наступательных сил (СНС) США составляет по экспертным оценкам 7134 ББ (т.е. примерно столько же, что и на момент вступления в силу Договора СНВ-3).

Ранее США в одностороннем порядке вышли из Договора об ограничении по ПРО от 1972 г., планируют выйти из Договора о РСМД от 1987 г. и практически не выполняют Договор СНВ-3.

Т.о. США представляет из себя недоговороспособную державу, не желающую брать на себя какие-либо обязательства.

Подписывая неравноправный Договор СНВ-3, РФ законсервировала сложившуюся структуру СНС, снизила до критического уровня свой геополитический статус и тем самым спровоцировала военно-политическое руководство США к стремлению достичь военно-стратегического превосходства в области стратегических наступательных вооружений и создании глобальной ПРО.

В условиях резкого обострения международной обстановки, заключающейся в разработке США перспективных ударных комплексов мгновенного глобального удара (Prompt global strike), а также размещения глобальной ПРО по периметру границ РФ

Необходимо:

1. Не пролонгировать Договор СНВ-3, противоречащий военно-экономической безопасности страны, низводящий геополитический статус РФ ниже статуса великой державы и провоцирующий соседей РФ к территориальным претензиям к РФ.

2. Впредь не вести никаких переговоров по ограничению стратегического, тактического ядерного и гиперзвукового оружия.

3. Сконцентрироваться на первоочередных мерах по укреплению РВСН, не противоречащих Договору СНВ-3, в т. ч.:

3.1. Разработке, испытании и установке в ШПУ на боевое дежурство тяжелых жидкостных МБР нового поколения «САРМАТ» (оснащенную гиперзвуковыми маневрирующими ББ), прикрытых комплексами ПРО;

3.2. Разработке на новом технологическом уровне, испытании и постановке на боевое дежурство малогабаритной межконтинентальной твердотопливной баллистической ракеты «КУРЬЕР» (по классификации НАТО SS-X-26) которая должна была размещаться в стандартном контейнере (при длине около 11.2 м и весе 15 т). «КУРЬЕР» успешно разрабатывался в МИТ в 1983-1991гг., было проведено несколько успешных пусков ракет, однако проект был закрыт 06.10.1991 по взаимной договоренности между США и РФ о прекращении разработки МБР легкого класса.

Ракетный комплекс «КУРЬЕР», обеспечивающий мобильность и скрытность от мгновенного глобального удара может быть развернут в виде:

- подвижного грунтового ракетного комплекса (ПГРК) легкого класса;
- боевого железнодорожного ракетного комплекса (БЖРК «БАРГУЗИН-2» легкого класса);
- ракетных комплексах, размещенных на боевых (либо торговых) кораблях, курсирующих по внутренним водным бассейнам, либо по СЕВМОРПУТИ;
- ракетных комплексах, размещенных на боевых экранопланах (либо легкого класса типа пассажирского «ЧАЙКА»; либо тяжелого арктического класса типа «СПАСАТЕЛЬ», разрабатываемых в ЦКБ по судам на подводных крыльях им. Р.Е. Алексеева);
- стационарного ракетного комплекса, размещенного на любых оборудованных стартовых площадках арктических островов.

3.3. Максимально ускорить разработку, испытание и серийное производство гиперзвукового оружия (гиперзвуковых маневрирующих ББ и гиперзвуковых крылатых ракет различной дальности полета, типа «ЦИРКОН»).

4. Обеспечить ПРО РФ с помощью:

4.1 ЗРК С-500 «ПРОМЕТЕЙ», способного:

- уничтожить гиперзвуковые цели, низкоорбитальные спутники, ББ;

4.2 Сверхзвукового истребителя-перехватчика МИГ-31 и перспективного МИГ-44 (развивающих скорость до 3-х Махов), способных:

- уничтожить с помощью гиперзвуковых крылатых ракет (КР) «ЦИРКОН» бомбардировщики Б-52, Б-1, оснащенных КР «ТОМАГАВК».

5. Выйти из Договора о ликвидации ракет средней и меньшей дальности (Договора о РСМД) от 1987 г. на том основании, что:

- глобальная система ПРО, расположенная у границ РФ, предполагает оснащение пусковых установок этих систем ракетами средней дальности, способных нанести 1-й обезглавливающий удар;
- ракеты средней дальности есть, кроме США и НАТО, у соседей РФ: Китая, Индии, Пакистана, Ирана, КНДР, Израиля.

6. Максимально ускорить разработку, испытание и постановку на боевое дежурство малогабаритной, твердотопливной баллистической/крылатой ракеты средней дальности, размещенной в стандартном контейнере (автомобильном или железнодорожном).

Секция 9

6.1. В короткие сроки с наивысшим качеством разработка баллистической ракеты средней дальности м.б. осуществлена, если МО РФ поручит эту работу на конкурсной основе таким предприятиям, как МИТ, Коломенское КБМ, ГРЦ им. Макеева.

6.2. РКСД д.б. размещены за Уралом и развернуты таким же образом, как и РК «КУРЬЕР» в виде подвижных комплексов (в исключительных случаях в виде стационарных комплексов для размещения на арктических островах), контролирующей территорию Западной Европы, Азии и часть территории США (как это делал до Договора по сокращению РСМД от 1987 г. ГРКСД «ПИОНЕР»).

7. Прекратить сотрудничество с США в космической области (торговле двигателями РД-180, совместной эксплуатации международной космической станции, любых программ по освоению Луны и т.д. и т.п.).

СПОСОБ БЕЗОПАСНОЙ ДОСТАВКИ ОБРАЗЦОВ КОСМИЧЕСКОЙ ПЫЛИ НА ЗЕМЛЮ

А.А. Позин, Ю.В. Чикачева, В.М. Шершаков
pozin@rpatyphoon.ru; chikacheva@rpatyphoon.ru

ФГБУ «НПО «Тайфун»

В работе проанализированы факторы негативного воздействия частиц космической пыли как на технологическое оборудование космических аппаратов, так и на состояние биологических систем на Земле, в том числе среду обитания человека.

Объектом исследований является космическая пыль, в частности лунная, которая также может быть источником неизвестных болезней и эпидемий, поэтому безопасная доставка образцов пыли является актуальной задачей.

Предлагается программа создания способа и устройств, включающая ряд последовательных исследований и разработок для исключения последствий несанкционированного занесения внеземных штаммов вирусов при их доставке:

- проведение целевых ракетных исследований (РИ) с помощью суборбитальных технологий для получения информации о состоянии верхних слоев атмосферы и околоземного космического пространства, влияющем на распространение космической пыли. В качестве штатной целевой нагрузки предлагается разместить приборы, позволяющие получить данные о динамике частиц пыли в электрических полях в окрестностях исследовательской метеорологической ракеты по траектории полета на высотах 100, 200, 300 км;
- проектирование устройств (ловушек), способных работать в различных условиях окружающей среды, для сорбции частиц космической пыли различными физическими принципами (активными или пассивными методами). Для выбора технического решения устройств использовать исходные данные, полученные из целевых РИ, а также путем моделирования, при этом оценить максимальное силовое воздействие частиц на устройства и вероятности попадания частиц на их поверхность и захват внутрь устройства;
- отработка устройства безопасной доставки ловушек на Землю и в лабораторию.

Анализ образцов космической пыли различными современными методами в лабораторных условиях позволят оценить их опасность. Оценка опасности образцов будет вестись по соотношению идентифицированных и неидентифицированных микроорганизмов, что также крайне важно для обеспечения микробиологической безопасности пилотируемых полетов и среды обитания человека.

Полученные результаты исследований послужат исходными данными для определения облика системы карантинных мероприятий по обеспечению санитарной безопасности Земли.

СИСТЕМНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ НАУЧНО-ПРИКЛАДНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ И ЭКСПЕРИМЕНТОВ

В.Ю. Ключников, А.А. Позин, В.А Шувалов, Ю.А. Щукин, А.А. Яковлев
shuvalovva@tsniimash.ru, pozin@rpatyphoon.ru

ФГУП ЦНИИмаш, ФГБУ «НПО «Тайфун»

Анализ космических исследований и экспериментов, проводимых в соответствии с долгосрочной программой НПИ, показывает, что ряд научно-прикладных задач (технологические эксперименты, исследование поведения жидких сред в условиях невесомости, тепломассоперенос через границу раздела фаз в криогенных и квантовых жидкостях, оценка функциональных свойств новых материалов и конструктивных узлов в натуральных условиях и др.) невозможно или неэффективно решать на базе существующих космических средств (МКС, пилотируемые или транспортные корабли, исследовательские КА типа «Бион», «Фотон» и т.д.). Причинами этого являются высокая стоимость проведения экспериментов, длительность процедуры наземной подготовки, сложность согласования НА с конструкцией МКС, дополнительные требования к безопасности, очередность КЭ на МКС и выход НА за гарантийный срок эксплуатации, а также различного рода мешающие факторы (микрогравитационные аномалии, вибрации от работы бортовых систем, собственная атмосфера, ограниченный обзор и т.д.).

Предварительные исследования показали, что НА и оборудование для КЭ программы НПИ разрабатывают в малогабаритном исполнении, небольшой массы и энергопотребления. Эксперименты выполняются автономно, в автоматическом режиме, непродолжительное время и на низких орбитах. Для проведения КЭ такого рода возможно использование МКА массой до 100 кг (КА класса «микро» и ниже). В этой связи, для реализации задач программы НПИ, на базе геофизического ракетного комплекса МР-30 (разработан АО «ОКБ «Новатор» и ФГБУ НПО «Тайфун», эксплуатируется ФГБУ НПО «Тайфун»), целесообразно создать дешёвое, технологичное и простое в эксплуатации средство запуска МКА на низкие орбиты. Следует заметить, что такое предложение позволяет унифицировать существующий геофизический ракетный комплекс и перспективную сверхлегкую ракету-носитель, по крайней мере, в части элементов конструкции ракеты и пускового устройства. Такая унификация позволит существенно снизить затраты на НПИ. Кроме того, в комплектации геофизической ракеты станет возможной реализация суборбитальной траектории полета, что позволит увеличить время проведения НПИ.

Секция 9

ПРОЕКТНЫЙ АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК БОРТОВОГО РАДИОКОМПЛЕКСА ПЕРЕДАЧИ ЦЕЛЕВОЙ ИНФОРМАЦИИ В СОСТАВЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ НАЛИЧИИ ОГРАНИЧЕНИЙ

В.В. Ламзин, В.А. Ламзин, Е.В. Ващенко
8465836@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В докладе при проведении проектного анализа бортового радиокomплекса передачи целевой информации (БРКПЦИ) в составе космического аппарата (КА) используется метод перспективного проектирования. В основу метода положены представления о многоуровневом управлении разработкой и реализации многоуровневой проектной модели. Метод позволяет определить рациональные (оптимальные) проектно-конструкторские решения для перспективного образца БРКПЦИ с учетом влияния динамики внешних технико-экономических связей. Метод также позволяет определить рациональные параметры БРКПЦИ, при которых могут быть получены требуемые тактико-технические показатели. Дана постановка задачи двухуровневой согласованной оптимизации параметров БРКПЦИ с учетом особенностей проектно-конструкторских решений его подсистем. Используется двухуровневая модель управления разработкой и метод двухуровневой согласованной оптимизации, включающий направленную адаптацию проектных зависимостей верхнего уровня и уточнение функциональных связей для подсистем. Алгоритм проведения исследований включает последовательно решение проектных задач на верхнем и нижнем уровне управления разработкой, при этом реализуется процедура согласования проектных решений. Такой подход с одной стороны даёт возможность учесть особенности проектно-конструкторских решений подсистем БРКПЦИ без расширения состава проектной модели, с другой стороны – оптимизация параметров подсистем на нижнем уровне управления (при детализации проектной модели) проводится с учётом динамики функциональных ограничений. Проведена технико-экономическая оценка вариантов проектов модификации БРКПЦИ, определены его рациональные параметры в составе КА, при которых выполняются ограничения. Определено влияние динамики внешних связей (требований, предъявляемых к БРКПЦИ по габаритно-массовым характеристикам и информационной производительности; требований к наземному комплексу приема и передачи информации и др.) на затраты при реализации проекта бортового радиокomплекса. Исследовано влияние особенностей проектно-конструкторских решений подсистем БРКПЦИ на эффективность его модификации.

МЕТОДИКА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРСПЕКТИВНОЙ КА МОНИТОРИНГА ПРИРОДНОЙ СРЕДЫ ПРИ НАЛИЧИИ ОГРАНИЧЕНИЙ

Чо Хюнчжэ, Матвеев Ю.А.
Skypeo88@gmail.com, matveev_ya@mail.ru

Московский Авиационный Институт

В настоящее время многие страны, участвуют в международных космических программах по мониторингу природной среды. Чтобы обеспечить эффективную организацию и управление при выполнении таких работ, необходимы прогнозные ис-

следования перспектив развития техники и технологии космического мониторинга природной среды.

Рассматриваются методика прогнозирования технико-экономических характеристик перспективной КАМ при наличии ограничений. Для разработки методики сформулирует задачу прогнозирования характеристик КА мониторинга (КАМ) поверхности Земли на высоких орбитах при наличии ограничений, обсуждаются алгоритм решения задачи оптимизации параметров КАМ.

Рассматриваются модели для определения массовых и стоимостных характеристик, основных функциональных характеристик и надежности перспективных космических аппаратов мониторинга (КАМ) при изменениях количества каналов и времени прогноза. При формировании таких моделей используются статистические данные по прототипам, а также применяется метод базовых коэффициентов.

В работе приводятся прогнозные оценки характеристик перспективных космических аппаратов мониторинга природной среды с использованием разработанной методики. Исследовано влияние времени реализации проекта и количества каналов МЦА на характеристики перспективных КАМ, в частности, показано изменение функциональных характеристик (снижение массы подсистем КАМ, улучшение линейного разрешения) и увеличение затрат на проект.

Результаты работы можно использовать при оптимизации параметров перспективных КАМ, при определении требования к ключевым технологиям, которые влияют на эффективность такой системы в планируемый период.

О МНОГОМЕРНОСТИ ВРЕМЕНИ С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ ТЕОРИИ ГИПЕРВСЕЛЕННОЙ

Р.В. Хачатуров
e-mail: rv_khach@yahoo.ie

Вычислительный Центр им. А.А. Дородницына РАН, г.Москва

В соответствии с теорией Гипервселенной, наша Вселенная прошла по поверхности тора Гипервселенной (рис.1) чуть меньше четверти периода расширения. Скорость расширения сейчас увеличивается, а её максимум будет достигнут примерно через 16,5 млрд.лет, затем эта скорость начнёт уменьшаться и ещё примерно через 31 млрд. лет станет равной нулю. Радиус кривизны Вселенной тогда достигнет максимума ($R_2 \approx 44,7$ млрд.свет.лет), и начнётся период сжатия. Он продлится около 62,5 млрд.лет, в результате чего радиус Вселенной станет минимальным ($R_1 \approx 4,7$ млрд.свет.лет). После этого вновь начнётся период расширения.

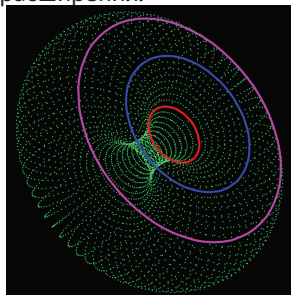


Рис.1. Трёхмерная схема пятимерного тора Гипервселенной

Секция 9

Обмен материей и энергией между параллельными Вселенными происходит через Чёрные дыры — четырёхмерные туннели, соединяющие эти Вселенные (рис.2).

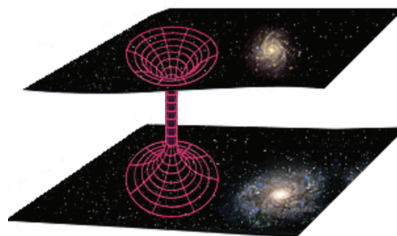


Рис.2. Иллюстрация образования туннеля между параллельными Вселенными.

Мы видим их как Квазары, затягивающие в себя материю и энергию из аккреционного диска в нашей Вселенной и выбрасывающие материю и энергию из параллельной Вселенной к нам в виде джета (рис.3).

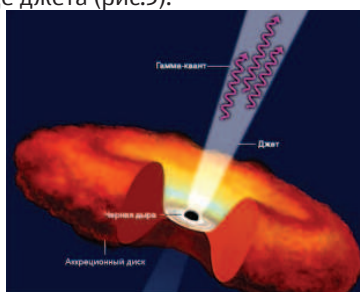


Рис.3. Чёрная Дыра с аккреционным диском и перпендикулярным ему энергетическим джетом (Квазар).

Таким образом происходит постоянное взаимодействие структур параллельных Вселенных.

Есть основания предполагать, что Время, в котором находится пятимерный тор Гипервселенной, трёхмерно и замкнуто, 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. Таким образом, если предположение о трёхмерности Времени верно, то общая размерность пространственно-временного континуума, в котором пятимерный тор нашей Гипервселенной движется в трёхмерном Времени, равна 8.

МОНИТОРИНГ И ПОДГОТОВКА ДАННЫХ ДЛЯ АНАЛИЗА СЛОЖИВШЕЙСЯ СИТУАЦИИ ПРИ РАСПРЕДЕЛЕНИИ СРЕДСТВ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

В.М. Артюшенко, Б.А. Кучеров
boris.ku4erov@gmail.com

Технологический университет, г. Королёв Московской обл.

В условиях прогрессирующего роста группировки космических аппаратов (КА) и использования малопунктной технологии их управления особое значение приобретает оперативность распределения средств управления (PCY) КА, необходимая для обеспе-

чения решения группировкой КА научных, экономических и целого ряда других задач в интересах общества.

При РСУ КА необходимо не только учитывать результаты анализа их использования и их состояние, но и требования и состояние потребителей. Для этого следует осуществлять мониторинг сложившейся ситуации, а также подготовку данных для её анализа.

На первом этапе осуществляется сбор данных о результатах применения средств управления КА и их состоянии. Сведения о результатах применения средств управления КА поступают от центров управления полётами (ЦУП) КА. Сведения о состоянии средств – от командно-измерительных пунктов или эксплуатирующих организаций.

На втором этапе осуществляется обработка и анализ собранных данных, которые могут быть просмотрены в различных разрезах за требуемые временные периоды. К собранным данным могут быть применены как методы фильтрации, так и группировки.

Поступившие сведения могут сравниваться с банком данных по типовым ситуациям, включающим в себя, например, сведения о ранее возникавших замечаниях к проведению сеансов связи, влиянии причин таких замечаний на применение средств управления КА и ситуацию при РСУ КА в целом, принятых решениях и т.д. Эта информация может использоваться при принятии решения о вводе ограничений на применение средств управления КА на основании собранных данных.

По результатам анализа могут вводиться или сниматься ограничения на применение средств управления КА, которые затем передаются заинтересованным абонентам. Осуществляется информативное представление актуальных сведений о текущей ситуации при РСУ КА. В частности, оперативное отображение сведений выполняется на географической карте, содержащей пиктограммы средств управления КА с цветовой индикацией их состояния и возможностью просмотра детальных сведений.

Оперативное осуществление мониторинга и подготовки данных для анализа ситуации при РСУ КА с использованием рассмотренных подходов оказывает положительное влияние на оперативность РСУ КА в целом.

ПОСТАНОВКА ОПТИМИЗАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ МЕТОДА ФОРМИРОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВ.

В. Котрина, В. Гутник, Д. Ратников, Д. Лебедев, А. Тахмазян
Научный руководитель: В.И. Флоров.
vi-florov@mail.ru

Королевский колледж космического машиностроения и технологии Финансово-технологической академии, г. Королев Мос.обл.

В течение ряда лет наши старшие коллеги по СКБ (студенческое конструкторское бюро) и СТЛ (студенческая творческая лаборатория) продолжили разработку метода формирования перспектив для решения задач масштаба создания и развития космического хозяйства Земли. Например, [1].

Разработки велись в рамках трех их принципов (принцип формализации, принцип единой меры, принцип оптимизации). В разработке последнего за лабораторией «остался долг», а именно разработка метода оптимизации интенсивности входо-выходного преобразования ресурсов в каждом целевом событии ресурсно-динамической сети, отображающей процесс развития перспектив. Эту задачу мы решаем в данном докладе.

Секция 9

Задача оптимизации ресурсных сетей делится на три подзадачи: первая – распределение ресурсов между уровнями иерархии сетей. Вторая – распределение выходов любого целевого события при заданных входах в него. Третья – определение оптимальной интенсивности преобразования ресурсов на входе целевого события в их выходы. Последняя, как мы уже сказали, есть предмет внимания нашего доклада. Задача ставится и решается в ходе решения второй задачи, которую можно приближенно решать и самостоятельно, независимо, что было выполнено в предыдущих докладах. Сейчас нашу задачу мы включаем в алгоритм решения второй задачи и тем завершаем постановку и решение оптимизационной задачи метода в целом. Логика этого алгоритма решения изложена в нашей презентации.

Литература:

1. Скрипка Я., Буфтык А., Чернега Л., Задубровская Ю., Щербаков А., Ковалев А., Парфентьев Ф., Флоров В.И. Лунная перспектива земной космонавтики и метод ее формирования. ХLI академические чтения по космонавтике. Москва, 24 – 27 января 2017 года. Сборник тезисов.

КОСМОНАВТИКА И ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ДИАГНОСТИКА СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

В.Д. Оноприенко
info@agat-roscosmos.ru

ФГУП «Организация «Агат», г. Москва

Россия как наследница великой космической державы – Советского Союза – естественно стремилась и стремится сохранить этот престижный статус особенно в дальнейших исследованиях, изучении и получения новых знаний о Солнечной системе.

В рамках государственной программы «Космическая деятельность России на период 2013-2020 годов» предусмотрено, что исследования в будущем будут проводиться по следующим основным направлениям:

- планетология – исследование планет и малых тел Солнечной системы;
- изучение Солнца, космической плазмы и солнечно-земных связей;
- исследования в области космической биологии, физиологии и материаловедения;
- исследования внеатмосферной астрофизики.

Главной задачей космических исследований является получение новых знаний о Солнечной системе и в каждом из основных направлений есть очень серьезные нерешенные проблемы, которые ждут своего решения. В данном докладе акцент сделан на изучении планетных исследований, которые имеют первостепенное значение для понимания процессов возникновения и развития Солнечной системы.

Солнце, согревающее Землю, не самая большая из звезд, которые известны астрономам. От взглядов землян Солнце закрывает огромное пространство, где могут прятаться другие планеты Солнечной системы. Древнегреческий ученый Филолай Кротонский, живший в V веке до нашей эры, предположил, что в далеком космосе в диаметрально противоположной точке земной орбиты находится планета, постоянно скрываемая Солнцем, - Антиземля. Затем Гикет Сиракузский также «вышел с предложением» о наличии у Земли двойника, «сестры-близнеца», которую он назвал Антихтон. Ученый считал, что движется она синхронно с Землей.

И все-таки астрономам несколько раз удалось увидеть в ночном небе неизвестное тело. В 1686 году глава Парижской обсерватории Джованни Кассини наблюдал серпообразный объект около Венеры. Астроном принял данное тело за спутник «утрен-

ней звезды». Однако в дальнейшем предположение Кассини не подтвердилось. Через несколько десятков лет английский астроном Джеймс Шорт увидел тот же объект в том же месте. Еще через пару десятилетий немецкий «звездочет» Иоганн Майер наблюдал «спутник Венеры», который быстро исчез из данного квадрата небесного пространства.

Советский астрофизик Кирилл Павлович Бутусов был уверен, что Кассини, Шорт и Майер видели планету - пару Земли. Наш соотечественник первым из современных ученых обосновал гипотезу о наличии второй планеты на земной орбите. Именно он назвал ее Глорией.

Физик, астроном, кандидат физико-математических наук К.П. Бутусов развил теорию цикличности солнечной активности. Он открыл структурные закономерности в строении Солнечной системы. В 1985 году К.П. Бутусов дал прогноз существования некоторых спутников Урана, подтвердившийся впоследствии, а также был уверен, что астрономы Средневековья видели именно планету Глорию.

Законы небесной механики позволяют телу, находящемуся в либрационной точке (точка в системе из двух массивных тел, в которой третье тело с пренебрежимо малой массой, не испытывающее воздействие никаких сил, кроме гравитационных, со стороны двух первых тел) оставаться неподвижным относительно этих тел. Под воздействием других планет это тело может «выскакать» из-под защиты Солнца. При различных космических ситуациях Глорию можно принять за спутник Венеры. В последний раз тело наблюдали в XIX веке. Затем оно куда-то ушло. Определили его диаметр - это три диаметра Венеры, то есть объект солидных размеров. Что еще говорит за принадлежность наблюдаемого тела к Солнечной системе? Оно было в виде серпа, как в виде серпа бывают Венера, Луна... Значит, это не далекая звезда, а тело, находящееся в нашей системе, освещаемое Солнцем...

За существование Глории говорит «поведение» Марса и особенно Венеры. «Утренняя звезда» в своем движении по орбите то опережает расчетное время, то отстает от него. То есть на Венеру воздействует какая-то сила, землянам неизвестная. «Капризничает» в этом направлении и Марс. К.П. Бутусов считал, что «объяснить это можно единым возмущающим фактором, действующим на Венеру и Марс. Таким фактором может быть наличие на земной орбите не одного тела, а двух - Земли и Глории».

Литература

1. М.А. Ершов «Земля и Глория – близнецы», Изд-во «На грани фантастики», 152с, 2016.
2. Е.А. Лаппо «Почему мы так мало живём? Совершенно секретно». Изд-во «Диля», 192с – 2015.
3. «Фундаментальные космические исследования. Книга 2. Солнечная система». Под редакцией доктора технических наук, профессора Г.Г. Райкунова. Г. Королёв М.О: Изд-во «ФГУП ЦНИИмаш», 503с, - 2013.

Секция 9

РАЗВИТИЕ ЧЕЛОВЕЧЕСКОГО ОБЩЕСТВА ЧЕРЕЗ ОСВОЕНИЕ КОСМОСА И НОВЫХ РУБЕЖЕЙ НАУКИ

С.В. Лопаткина
Lopatkina_Snezhana@mail.ru

НИУ МАИ, г. Москва

«Все мы буквально дети звезд, и тела наши созданы из звёздной пыли.»
Краусс, «Вселенная из ничего»

Человечество, как и человек, нуждается в познании себя и окружающей его Вселенной. Люди испытывают потребность в труде, науке, искусстве, поскольку это необходимо для сохранения и поддержания своей жизни и жизни своего вида в целом. Жажду знаний поможет удовлетворить развитие мировой фундаментальной науки в области освоения космоса. А чтобы достичь самой вершины возможностей разума потребуются сотрудничество всех стран на планете. Новый мировой союз, объединив культуру, науку, природные ресурсы сможет приблизить исследователей и мечтателей к осуществлению идеи межгалактических путешествий.

Человечеству нужна цель, а людям нужны общие ценности. Землянам необходима великая идея, ради которой все народы смогут объединиться и не конфликтовать между собой. Со временем сформируется новая культура будущего, которая займет непреходящую ценность, потому как она сможет отвечать думам и чувствам совершенных людей. Новая культура обогатит нас духовно. Будущее общество строить не просто, ведь придется преодолевать препятствия и трудности, бороться с враждебными прогрессу силами. В сущности, это означает, что человеку необходимо обладать всесторонними знаниями, а также твердыми и ясными убеждениями.

Человек, Человечество, планета Земля, Вселенная, а также все существующие элементарные частицы возможно имеют одну природу. Данная идея прослеживается в трудах американского астрофизика Лоуренса Краусса, не лишается разумного физического основания.

Наука в нынешнем веке требует прогрессивных идей, а также развития промышленного сектора экономики. Без должного развития авиационно-космических предприятий не будет новых научно-технических открытий, ведь производство должно постоянно модернизироваться. Осуществятся ли грандиозные задачи, поставленные будущими моряками Вселенной, в недалеком будущем на настоящий момент неизвестно.

В заключение можно констатировать, что большинство людей не готово смело произносить: «Моя Родина – планета Земля!», а значит, человечество не будет совершенным еще многие десятилетия, и смелые мечты о покорении космоса, освоении новых галактик останутся только в радужных мыслях мечтателей.

УПРАВЛЕНИЕ СНАБЖЕНИЕМ В ОБЛАСТИ ГОСУДАРСТВЕННОГО ОБОРОННОГО ЗАКАЗА В СОВРЕМЕННЫХ СОЦИАЛЬНО- ЭКОНОМИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

Гуров Д.В.

АО «Военно-промышленный корпорация «Научно-производственное объединение Машиностроения»

В статье представлены результаты теоретических аспектов совершенствования системы управления закупками товаров, работ, услуг отдельными видами юридических лиц в области государственного оборонного заказа, в современных социально-экономических условиях.

В настоящее время в экономике Российской Федерации появляется все больше нововведений, связанных с контрактной системой и закупочной деятельностью. Невершенство и недостатки системы закупок во многих ее направлениях становится причиной низкой эффективности использования средств и результативности мероприятий в области государственного управления.

В большинстве случаев предприятия, занимающиеся государственным оборонным заказом (далее по тексту – ГОЗ), попадают под действие Федерального закона от 18.07.2011 № 223-ФЗ (ред. от 13.07.2015) «О закупках товаров, работ, услуг отдельными видами юридических лиц». Ни для кого не секрет, что данное законодательство дает широкие возможности для организации закупочной деятельности в том виде, в котором это требуется для решения специфических задач, свойственных той или иной отрасли производства. Однако отсутствие единых требований к правилам проведения закупочных процедур, к видам процедур, наличие многообразных форм и деталей проведения процедур закупки, описанных в положениях о закупочной деятельности, не дало значительного эффекта.

Причиной этого являются множество противоречий. С одной стороны, из-за экономической целесообразности вся производственная цепочка по ГОЗ строится на кооперации, состоящей из единственных поставщиков. Все производство строится на контрактной основе, что обеспечивает определенный уровень качества изделий. С другой стороны, системе закупок не хватает оперативности, простоты и прозрачности, свойственной повседневным взаимоотношениям между заказчиками и поставщиками в коммерческом секторе.

На вопрос что мы хотим от системы закупок по ГОЗ можно сказать следующее:

- минимальные трудовые и временные издержки;
- высокую оперативность закупочного процесса;
- высокую степень прогнозируемости, улучшение планирования;
- прозрачность процесса ценообразования, размещения заказа, исполнения обязательств;
- высокую степень конкуренции;
- информативность и широкие возможности мониторинга и контроля.

Секция 9

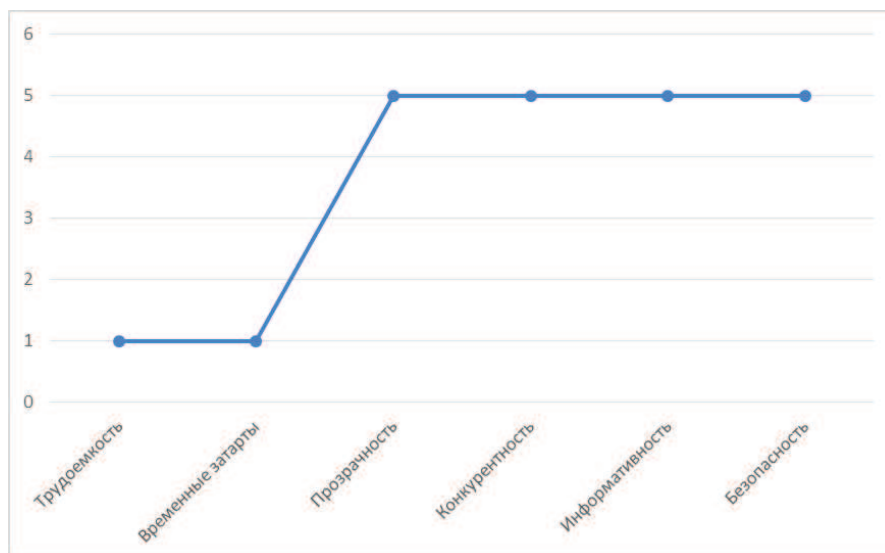


Рисунок 1. Желаемая модель ценностей системы закупки государственного оборонного заказа

Сегодняшнее развитие системы закупок, построенной на работе с информацией обо всех исполнителях, контрактах, расчетах по ГОЗ, поступающей от уполномоченных банков в единую информационную систему расчетов уже решает часть поставленных задач. Государственный заказчик имеет возможность анализировать финансовые потоки, работать с учетом актуальной и достоверной информации обо всех участниках расчетов по ГОЗ и всех платежах, что способствует повышению финансовой дисциплины предприятий промышленности и как следствие, выполнению ГОЗ [1]. Благодаря действию Федерального закона от 29 декабря 2012 года N 275-ФЗ «О государственном оборонном заказе» и введению электронной площадки АСТ, ГОЗ удалось приблизиться к желаемой модели закупочной системы, но существует множество нерешенных проблем, тормозящих развитие системы закупки в данной области.

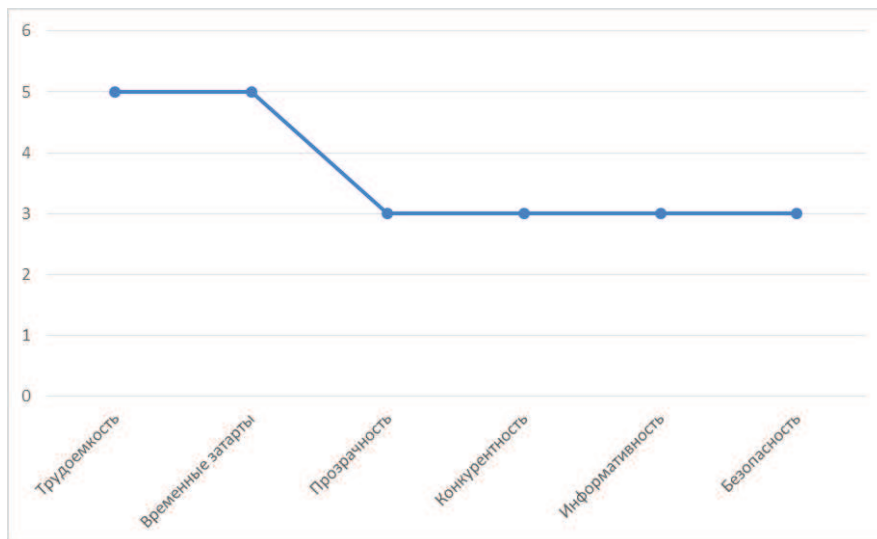


Рисунок 2. Модель ценностей системы закупки государственного оборонного заказа после внедрения Федерального закона № 275 от 29 декабря 2012 года N 275-ФЗ «О государственном оборонном заказе»

Практика показывает, что основными проблемами при проведении закупок в настоящее время являются:

- длительность процесса закупки материально-технических ценностей по ГОЗ;
- сложность и трудоемкость обеспечения процесса закупки материально-технических ценностей по ГОЗ;
- особенности долгосрочного и оперативного планирования;
- сложность ценообразования;
- необходимость открытия предприятиями огромного количества счетов и отсутствие необходимой банковской инфраструктуры в стране;
- трудность привлечения новых предприятий к исполнению ГОЗ;
- особенности конкуренции среди участников закупки по ГОЗ;
- отсутствие прозрачности в области ГОЗ;
- затруднительный контроль и мониторинг за закупочной деятельностью;
- сложный механизм формирования кооперации;
- отсутствие специальных конкурентных процедур закупки;
- обеспечение безопасности (информационная безопасность).

Сравнивая две модели ценностей системы закупок видно, что успехи в достижении прозрачности, конкуренции, информативности и безопасности носит недостаточный характер и в большинстве случаев реализованы за счет повышения трудоемкости и временных издержек.

Еще одной проблемой для осуществления закупок по ГОЗ является процесс ценообразования. Этому способствует: отсутствие должной конкуренции при совершении закупочной деятельности по кооперации и размещению заказа; несовершенством законодательных норм; отсутствие прозрачности закупочных процедур; многоэтапный процесс контроля и мониторинга цен.

Решением указанных проблем может быть применение опыта из коммерческой деятельности, где использование новых информационных технологий и выстраива-

Секция 9

ние отношений с помощью простых и прозрачных алгоритмов и процессов решают похожие задачи.

Основными направлениями совершенствования системы управления закупок являются:

1. Развитие контрактного планирования. Основной отличительной чертой от годового планирования является включение в план закупки изделий в кратчайший срок с момента заключения ГОЗ с головным исполнителем. Это позволит в совокупности с использованием электронных информационных систем осуществлять процесс планирования более детально в кратчайший срок по всей кооперации.
2. Создание новой формы коммуникации между поставщиками с использованием электронных площадок. В настоящее время большую часть документооборота в области ГОЗ составляют бумажные носители информации, т.е. оригиналы договорных документов, передаваемые по почте. Используя накопленный опыт работы с электронными площадками можно наладить новую форму коммуникации между участниками закупочного процесса по ГОЗ, как естественное развитие средств связи.
3. Создание централизованного процесса ценообразования, которое осуществляется под контролем представителей заказчика и утверждается один раз за определенный период внутри организации.
4. Унификация и стандартизация взаимоотношений между поставщиками по средствам заключения соглашений с электронной площадкой позволяет сократить время на постоянное заключение договоров по каждому ГОЗ и по каждому поставщику классическим способом на бумажном носителе.
5. Создание конкурентной среды. Выстраивание единого конкурентного процесса закупки для всех поставщиков, с помощью электронной площадки, вне зависимости от того является поставщик единственным поставщиком изделий или нет, позволит проводить анализ закупок, вести политику, направленную на внедрение инновационных и высокотехнологичных производств, проводить мероприятия, связанные с импортозамещением, обновлением морально устаревших изделий, привлекать малые и средние предприятия.
6. Повышение объективности результатов работы системы, минимизация человеческого фактора путем повышения автоматизации принятия решения – это еще одно направление развития закупочной системы в области ГОЗ.
7. Обеспечение безопасности системы закупки классификация и сертификация поставщиков.
8. Еще одним важным направлением для развития системы закупки по ГОЗ является совершенствование процедур закупки, обработка предложений по каждой номенклатурной единице, заявленной для проведения закупки, отдельно.

В заключении можно сделать вывод, что, развивая систему закупки по ГОЗ в указанных направлениях можно достигнуть существенного роста её открытости и прозрачности. Размещение в единой информационной системе позволит воспользоваться всеми преимуществами и технологиями открытых электронных площадок при проведении процедур закупки: короткие сроки, экономия средств на организацию и проведение торгов, прозрачность процесса закупок, равные права всех участников, возможность участия в торгах из любой точки страны, сквозной электронный документооборот.

Открытость и прозрачность информации и проводимый анализ позволит простимулировать инновации, привлечь новых поставщиков в том числе представителей малого и среднего предпринимательства. Обеспечение единства принципов и подходов

планирования, ценообразования, осуществления закупок, мониторинга и контроля в сфере закупок позволит значительно сократить издержки.

Закрытость сферы гособоронзаказа не означает, что нельзя решать задачи по повышению эффективности — нужно искать верные и доступные инструменты, одним из которых станут электронные процедуры закупок.

[1] Сергей Бобылев/пресс-служба Минобороны РФ/ТАССО – [Электронный ресурс]. - Режим доступа: https://vpk.name/news/181205_sistema_monitoringa_gosoboronzakaza_pozvo-lyayet_otsledit_kazhdyy_byudzhethnyii_rubl.html

Литература

Федеральный закон от 27 декабря 1995г. № 213-ФЗ (редакция 06.12.2011) «О государственном оборонном заказе» (утратил силу) - [Электронный ресурс]. - Режим доступа: Консультант Плюс

1. Federal law of 27 December 1995 № 213 (redaction 06.12.2011) «On the state defence order» (repealed) - [electronic resource] - Mode of access: Consultant Plus

Федеральный закон от 26.07.2006 N 135-ФЗ (редакция от 04.06.2014) (с изменениями и дополнениями, вступившими в силу 10 января 2016 года) «О защите конкуренции». - [Электронный ресурс]. - Режим доступа: Консультант Плюс.

2. Federal law of 26.07.2006 № 135 (redaction of 04.06.2014) (with changes and additions entered into force on 10 January 2016) On competition protection» - [electronic resource] - Mode of access: Consultant Plus

Федеральный закон от 24.07.2007 № 209-ФЗ (редакция от 29.12.2015) «О развитии малого и среднего предпринимательства в Российской Федерации» - [Электронный ресурс]. - Режим доступа: Консультант Плюс.

3. Federal law of 24.07.2007 № 209 (redaction of 29.12.2015) «On the development of small and medium entrepreneurship in the Russian Federation» - [electronic resource] - Mode of access: Consultant Plus

Федеральный закон от 18.07.2011 № 223-ФЗ (редакция от 13.07.2015) «О закупках товаров, работ, услуг отдельными видами юридических лиц» - [Электронный ресурс]. - Режим доступа: Консультант Плюс.

4. Federal law of 18.07.2011 № 223 (redaction of 13.07.2015) (with changes and additions entered into force on 10 January 2016) On competition protection» - [electronic resource] - Mode of access: Consultant Plus

Федеральный закон от 29.12.2012 № 275-ФЗ (редакция от 13.07.2015) «О государственном оборонном заказе» - [Электронный ресурс]. - Режим доступа: Консультант Плюс.

5. Federal law of 29.12.2012 № 275 (redaction of 13.07.2015) «On the state defence order» - [electronic resource] - Mode of access: Consultant Plus

Федеральный закон от 05.04.2013 № 44-ФЗ (редакция от 21.07.2014) «О контрактной системе в сфере закупок товаров, работ, услуг для обеспечения государственных и муниципальных нужд». - [Электронный ресурс]. - Режим доступа: Консультант Плюс.

6. Federal law of 05.04.2013 № 44 (redaction of 21.07.2014) «On the contract system in procurement of goods, works, services for state and municipal needs» - [electronic resource] - Mode of access: Consultant Plus

Федеральный закон от 29 июня 2015 года № 159-ФЗ. О внесении изменений в федеральный закон «О государственном оборонном заказе» и отдельные законодательные акты Российской Федерации». - [Электронный ресурс]. – Режим доступа: Консультант Плюс.

7. Federal law of 29 June 2015 № 159 «On amendments to the Federal law «On state defense order» and certain legislative acts of the Russian Federation» - [electronic resource] - Mode of access: Consultant Plus

Секция 9

Федеральный закон от 13.07.2015 № 249-ФЗ «О внесении изменений в Федеральный закон «О закупках товаров, работ, услуг отдельными видами юридических лиц» и статью 112 Федерального закона «О контрактной системе в сфере закупок товаров, работ, услуг для обеспечения государственных и муниципальных нужд» - [Электронный ресурс]. - Режим доступа: Консультант Плюс.

8. Federal law of 13.07.2015 № 249 «On amendments to the Federal law «On procurement of goods, works, services by separate types of legal entities» and article 112 of the Federal law «On contract system in procurement of goods, works, services for state and municipal needs» - [electronic resource] - Mode of access: Consultant Plus

Указ Президента Российской Федерации от 07.05.2012 № 603 «О реализации планов (программ) строительства и развития Вооруженных Сил Российской Федерации, других войск, воинских формирований и органов модернизации оборонно-промышленного комплекса» - [Электронный ресурс]. - Режим доступа: Консультант Плюс.

9. The Decree Of The President Of The Russian Federation 07.05.2012 № 603 «About the implementation of plans (programs) of construction and development of the Armed Forces of the Russian Federation, other troops, military formations and organs of the modernization of the military-industrial complex » - [electronic resource] - Mode of access: Consultant Plus

Постановление Правительства Российской Федерации от 26.12.2013 (редакция от 01.09.2015) № 1275 «О примерных условиях государственных контрактов (контрактов) по государственному оборонному заказу» - [Электронный ресурс]. - Режим доступа: Консультант Плюс.

10. Resolution Of The Government Of The Russian Federation 26.12.2013 (redaction of 01.09.2015) № 1275 «About the approximate terms of state contracts (contracts) by the state defensive order» - [electronic resource] - Mode of access: Consultant Plus

Распоряжение правительства Российской Федерации от 30.06.2015 N 1247-р перечень товаров, работ, услуг в сфере космической деятельности, сведения о закупках, которых не составляют государственную тайну, но не подлежат размещению в единой информационной системе в сфере закупок товаров, работ, услуг для обеспечения государственных и муниципальных нужд - [Электронный ресурс]. - Режим доступа: Консультант Плюс.

11. Order of the Government of the Russian Federation 30.06.2015 № 1247-p the list of goods, works, services in the field of space activities, data on procurement, which do not constitute state secrets but are not subject to placement in the unified information system in the sphere of procurement of goods, works, services for state and municipal needs - [electronic resource] - Mode of access: Consultant Plus

Военно-промышленный курьер. Общероссийская еженедельная газета. «Главная боль «оборонщиков». Главная проблема, препятствующая своевременному заключению контрактов по гособоронзаказу» - [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://vpk-news.ru/articles/8528>

12. Military-industrial courier. Nationwide weekly newspaper Headache «defense industry». The main problem preventing the timely conclusion of contracts on state defense orders - [electronic resource] - Mode of access: <http://vpk-news.ru/articles/8528>

Сергей Бобылев/пресс-служба Минобороны РФ/ТАССО – [Электронный ресурс]. - Режим доступа: https://vpk.name/news/181205_sistema_monitoringa_gosoboronzakaza_pozvolyaet_otsledit_kazhdyyi_byudzhethnyii_rubl.html

13. Sergey Bobylev/press service of the defense Ministry/TASSO - [electronic resource] - Mode of access: https://vpk.name/news/181205_sistema_monitoringa_gosoboronzakaza_pozvolyaet_otsledit_kazhdyyi_byudzhethnyii_rubl.html

Официальный сайт в сети Интернет для размещения информации о размещении заказов на поставки товаров, выполнение работ, оказание услуг <https://www.astgoz.ru/page/index>

14. Official site on the Internet for posting information about placing of orders for deliveries of goods, performance of works, rendering of services <https://www.astgoz.ru/page/index>

БУДУЩЕЕ ПИЛОТИРУЕМОЙ КОСМОНАВТИКИ И ДЛИТЕЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ЭКСПЕДИЦИЙ

Н.А. Зыков
e-mail: nzykov@bk.ru

МГУ им. М. В. Ломоносова, г.Москва

Вопросы дальнейшего развития космонавтики в перспективе нескольких десятилетий вызывают споры среди экспертов космической отрасли, в средствах массовой информации и у широкой аудитории. Довольно значительная часть людей, в том числе специалистов, считает, что необходимо развивать преимущественно автоматические беспилотные аппараты. При этом лишь небольшая группа энтузиастов признает необходимым создание баз на Луне и Марсе. Для решения текущих проблем модель развития преимущественно беспилотных аппаратов может оказаться успешной. Но в дальнейшем может возникнуть необходимость развивать и пилотируемые программы и переходить к созданию лунной и марсианской баз. Такая необходимость может быть вызвана углублением экологического кризиса и задачей сохранения человечества как вида с целью создания «запасного аэродрома» для эвакуации землян. Это предвидели пионеры космонавтики. О большом интересе к данной проблеме говорит и большое количество добровольцев, желающих участвовать в создании первой колонии на Марсе.

В ходе длительных космических экспедиций человек испытывает значительные трудности, работает на пределе своих возможностей. Однако был разработан целый комплекс мер психологической поддержки космонавтов, делающих длительные экспедиции возможными и успешными. Эти меры включают рациональную организацию рабочей и жилой среды, продуманное цветовое и световое решение отсеков, вопросы эргономики. Весь этот комплекс вопросов был поставлен и решен на заре космической эры в ИМБП и ряде отраслевых КБ. Оригинальные методики Л.Н. Мельникова и других ученых позволяют расширить горизонты освоения космоса, избежать негативных последствий для здоровья и жизни космонавтов, сделать пилотируемые экспедиции более безопасными и результативными, а в перспективе и перейти к созданию постоянных лунных и марсианских баз.

Несмотря на трудности, исследование космического пространства продолжается. Об интересе к этой области знаний говорит открытие факультета космических исследований в старейшем и наиболее уважаемом вузе нашей страны – Московском государственном университете имени М.В. Ломоносова. Это дает надежду и на перспективы длительных космических экспедиций.

Секция 11



НАУКОЕМКИЕ ТЕХНОЛОГИИ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

БЕЗОПАСНОСТЬ ПИЛОТИРУЕМЫХ МОДИФИКАЦИЙ РН СЕМЕЙСТВА «АНГАРА»

В.Н. Мельников, И.В. Мельников
melnikov.v.n@khrunichev.com

ГКНПЦ имени М.В. Хруничева

Обеспечение безопасности экипажа при проведении пилотируемых запусков является одним из основных требований при разработке перспективных средств выведения. При этом величина риска для космонавтов из-за аварии на стартовом комплексе не должна превышать величину 0,001.

Обеспечение безопасности средств выведения осуществляется преимущественно схемно-конструктивными методами. Для опасностей же, устранение которых не представляется возможным, предусматривают реализацию технологических приемов (за счет выбора технологии и режимов подготовки РН и ее составных частей) или комплекс организационно-технических мероприятий.

Основными принципами обеспечения безопасности пилотируемого варианта РН «Ангара-А5П» являются :

- максимальное использование опыта предыдущих разработок;
- применение высоконадежных узлов и элементов;
- введение в конструкцию различных форм избыточности (структурной, функциональной, запас по ресурсу работы, по числу включений и пр.);
- обеспечение безопасности при проведении заправки (слива) компонентов топлива и сжатых газов на СК;
- обеспечение пожаровзрывобезопасности РН «Ангара-А5П»;
- обеспечение безопасности экипажа при посадке в пилотируемый транспортный корабль и нахождения в нем до момента взведения САС.

Для обеспечения безопасности экипажа на этапе подготовки к пуску в РН реализован ряд конструктивных особенностей в части двигательных установок и их пневмогидросистем, алгоритмов работы СУ и введения САЗ для контроля аварийных ситуаций.

По результатам проведенного анализа можно сделать вывод, что принятые схемно-конструкторские решения и состав организационно-технических мероприятий обеспечивают безопасность эксплуатации РН «Ангара-А5П» и допустимый риск для экипажа.

ОПЫТ ЭКСПЛУАТАЦИИ КРК «АНГАРА» И НАДЕЖНОСТЬ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КРК ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ ФКП

В.Н. Мельников, О.В. Веклич, К.Н. Тимофеев
melnikov.v.n@khrunichev.com

ГКНПЦ имени М.В. Хруничева

Обеспечение требуемого уровня надежности космического ракетного комплекса «Ангара» достигается безусловным соблюдением требований государственных стандартов по ракетно-космической технике и нормативных документов по надежности и безопасности.

В настоящее время комплекс проходит летные испытания. Этапность проведения ЛИ, их цели и задачи определены «Программой летных испытаний КРК «Ангара». В соответствии с ней целями лётных испытаний КРК являются:

- всесторонняя проверка и подтверждение характеристик (в том числе предельно допустимых их значений) космического ракетного комплекса и его составных частей на соответствие требованиям ТТЗ на ОКР в реальных условиях эксплуатации.
- проверка достаточности и эффективности наземной экспериментальной отработки изделий комплекса и КРК в целом, проведение отработки КРК, которую было невозможно осуществить без лётных испытаний.
- отработка комплектов эксплуатационной документации на КРК и его составные части.
- определение возможности принятия КРК в эксплуатацию и решения целевых задач.

В ходе выполнения программы ЛИ проведены пуски РН «Ангара-1.2ПП» и РН тяжелого класса «Ангара-А5». Результаты пусков положительные. Подтверждено правильность применения основных принципов обеспечения надежности и безопасности РН.

Опыт разработки, проведенных наземных и летных испытаний составных частей КРК «Ангара» нашли отражение в проектных материалах по созданию КРК «Амур» на космодроме «Восточный».

ПОВЫШЕНИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РБ ЗА СЧЕТ ИЗМЕНЕНИЯ ИСПОЛНЕНИЯ И РАСПОЛОЖЕНИЯ ПРИБОРНОГО ОТСЕКА

А.Е. Положенцев, С.В. Белик, А.Ю. Савостин
projectcenter@khrunichev.com

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, КБ «Салют»

Рассматривается мероприятие по повышению энергетических характеристик РБ за счет изменения исполнения и расположения приборного отсека, что, в свою очередь, позволяет снизить конечную массу РБ.

В базовом варианте приборный отсек размещается в верхней части РБ, в районе стыка РБ с переходной системой (адаптером) полезной нагрузки, исполнение отсека предполагает использование отдельных радиационных теплообменников для сброса тепла от приборов бортовых систем.

Секция 11

Изменение расположения и исполнения приборного отсека позволяет снизить конечную массу РБ, в том числе, вследствие:

- сокращения длин кабелей и массы бортовой кабельной сети – за счет расположения приборов СУ и СТИ в непосредственной близости от основных объектов управления и источников ТМ-информации;
- снижения массы системы терморегулирования приборного отсека – за счет увеличения доли пассивных средств системы терморегулирования, интегрированных в конструкцию отсека;
- снижения массы конструкции РБ – за счет объединения конструкции приборного отсека и конструкции для установки агрегатов и двигателей системы обеспечения ориентации и запуска маршевого двигателя.

НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ ПОСТРОЕНИЯ БАЗЫ ЗНАНИЙ ДЛЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

А.А. Белкин, Д.Б. Данилов, К.В. Усенко
andrey.belkin@yahoo.com

ГКНПЦ имени М.В. Хруничева

В настоящее время, вопросам автоматизированной обработки результатов испытаний уделяется достаточно большое внимание, однако дальнейшая логическая ступень – систематическое накопление и рациональное использование полученных знаний имеет значительно меньшее практическое применение.

В ходе исследований было установлено, что этап формирования и систематического использования накопленных знаний требует специальных подходов к формализации знаний. Отмечено, что технологии получения, применения и актуализации знаний проработаны недостаточно подробно, что, безусловно, представляет значительные трудности для их дальнейшего использования при оценке результатов испытаний и прогнозирования.

В статье исследованы различные аспекты получения, обработки и накопления знаний. Приведены результаты сравнительного анализа терминологии отечественной и международной нормативной документации.

В качестве понятийной основы работы принят стандарт ISO/IEC 2382-1, как описывающий наиболее рациональную структуру гносеологического процесса в терминах многоуровневой абстрактной семантической модели «данные-информация-знания».

Сформулирована методология работы с одним из важнейших ресурсов предприятия – тематическими знаниями, накопленными в ходе экспериментальной отработки (ЭО) различных изделий ракетно-космической техники (РКТ).

Кратко приведены основные понятия БЗ и ее отличия от хранилища, баз и банков данных.

Сформулированы цели, задачи и ограничения при работе со знаниями, основанными на экспериментальных данных. Определена специфика построения локальных и отраслевых баз знаний (БЗ) ЭО.

Результаты работы могут являться основой для интеграции различных информационных систем при реализации единого информационного пространства с целью увеличения эффективности экспериментальной отработки изделий РКТ.

ПЕРСПЕКТИВНАЯ МОДЕЛЬ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ КОМПАКТНОГО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО СЕРТИФИЦИРОВАННОГО ПРОИЗВОДСТВА СРЕДСТВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОСНАЩЕНИЯ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ

А.В. Цырков¹, В.Д. Костюков²

¹ГКНПЦ имени М.В. Хруничева

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)

В условиях рыночной экономики всем машиностроительным предприятиям приходится гибко реагировать на требования потребителей, постоянно предлагая новую продукцию, взамен морально и технически устаревшей. Быстрый научно-технический прогресс ведет к серьезным качественным изменениям базы машиностроения - ускоренному развитию производства интеллектуального технологического оборудования с малогабаритными электронными системами числового программного управления. Новая техника и технология приходит не только в производство изделий машиностроения, они изменяют также содержание и характер деятельности инженеров-технологов и конструкторов. Все большее распространение получают новые методы автоматизированного проектирования технологических процессов металлообработки и оснастки с использованием электронно-вычислительных машин. Большие задачи перед машиностроением стоят по повышению качества продукции - увеличению мощности и быстроходности машин, повышению их производительности, экономичности, надежности, долговечности. Указанные задачи особенно актуальны для изделий ракетно-космической техники. Ускорение технического прогресса обуславливает высокие темпы создания и освоения образцов новой техники. В последние годы усилия ученых и инженеров сосредоточены на создании систем автоматизированной технологической подготовки производства (ТПП), включая проектирование технологических процессов и оснастки, создание методов оптимизации технологического проектирования. Одной из важнейших задач поддержания конкурентоспособности машиностроительного предприятия является снижение сроков и материальных затрат на технологическую подготовку производства. 80-85% трудоемкости технологической подготовки производства новой техники составляют проектирование и производство средств технологического оснащения. Сокращение трудоемкости технологической подготовки инструментального производства является актуальной задачей. Решением её является создание комплекса компактных интеллектуальных сертифицированных производств - КИСП, реализующих принципы сквозного проектирования-изготовления средств технологического оснащения для 14 базовых и 7 уникальных технологических переделов машиностроительного производства. Автоматизация проектирования технологических процессов на базе ЭВМ позволяет ускорить проектирование технологических процессов, повысить производительность труда инженеров-технологов, освободить их от рутинной работы и сделать их труд творческим. Одним из главных путей решения задач автоматизации ТПП является создание необходимого числа (критической массы) автоматизированных рабочих мест (АРМ) совместно с целевой подготовкой и переподготовкой соответствующего количества ИТР. Автоматизированная подготовка технологических процессов расширяет возможности технологического проектирования на основе анализа и сравнения различных вариантов и факторов, связанных с изменением исходных данных, позволяя сформулировать для данных условий производства рациональный вариант процесса, одной из важных составляющих которого является проектирование и изготовление

Секция 11

оснастки для механической обработки. Все это в конечном итоге приводит к снижению себестоимости производимого изделия, и, следовательно, к повышению конкурентоспособности изделия на рынке.

МОДЕЛЬ ПЕРСПЕКТИВНОГО РЕШЕНИЯ ОБЩИХ ВОПРОСОВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ ПРОИЗВОДСТВА ДЛЯ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ

А.В. Цырков¹, Д.А. Шканов¹, В.Д. Костюков²

¹ГКНПЦ имени М.В. Хруничева

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)

Предприятия аэрокосмического машиностроения, как и многие машиностроительные предприятия других отраслей, имеют особенности, связанные со спецификой создания сложных технических объектов. Объектами производства являются сложные технические системы, а также структурные элементы этих изделий: агрегаты, системы, сборочные единицы, детали. Основные особенности изделий аэрокосмического машиностроения как объектов производства состоят в следующем: высокие требования к качеству изделий в целом и к его отдельным элементам; сложность пространственных форм и большие габариты; большое количество документов и многодетальность изделий; разнообразие применяемых конструкционных материалов. В процессах создания и эксплуатации сложных технических объектов участвуют большие коллективы специалистов различного профиля и квалификации, в них задействованы значительные производственные ресурсы. Развитие науки и техники приводит к усложнению технических объектов, что в свою очередь приводит к увеличению объема документации и затрат на ее создание. В современных условиях сокращение затрат и повышение эффективности управления становятся первоочередными задачами для промышленных предприятий, стремящихся выжить на рынке. Чтобы упорядочить свою производственно-экономическую деятельность и создать базу для последующих улучшений, предприятию необходимо наладить точный учет и планирование всех ресурсов путем создания компьютеризированного интегрированного производства (КИП) и высшей формы его развития - компактных интеллектуальных сертифицированных производств - КИСП. Основными проблемами в области создания КИСП являются: структурная разобщенность служб, занимающихся вопросами автоматизации; отсутствие единой технической политики (выбор математического и программного обеспечения, технического комплекса и так далее); отсутствие единой цели, конкретизации задач, стоящих перед каждой службой для достижения этой цели (имеются задачи для отдела, цеха и так далее, но никак не задачи для предприятия в целом). Широкий перечень производственных работ приводит к образованию большого объема различного рода конструкторско-технологической и планово-отчетной документации. Сложные информационные потоки ставят под вопрос надежность и оперативность информационного обеспечения производства. Для решения этой задачи была выбрана методология IDEF0, позволяющая смоделировать структуру как производства в целом, так и отдельных структурных подразделений.

Технологическая подготовка производства - это совокупность взаимосвязанных процессов, обеспечивающих технологическую готовность предприятия к выпуску изделий заданного уровня качества при установленных сроках, объеме выпуска и затратах. Технологическое проектирование является основным звеном технической подго-

товки производства и составляет 30 - 60 % ее общей трудоемкости. Как показывает практика, трудоемкость технологического проектирования обычно в 2-3 раза превышает трудоемкость конструирования машин. Проектирование технологических процессов в машиностроении включает в себя решение большого комплекса взаимосвязанных задач по: выбору заготовки; определению последовательности и содержания технологических операций; выбору имеющихся или заказу новых средств технологического оснащения (в том числе контроля и испытаний); расчету и назначению режимов обработки; нормированию процесса, определению профессии и квалификации исполнителей и так далее.

СОЗДАНИЕ ЦИФРОВОГО МАКЕТА ИЗДЕЛИЯ НА ЭТАПЕ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО И ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

В. П. Литвинов
viktor.litvinov@gmail.com, projectcenter@khrunichev.com

ГКНПЦ им. М В Хруничева, КБ «Салют»

Современный подход к разработке изделия подразумевает виртуальное проектирование и имитационное моделирование всех его компонентов в среде 3D цифрового макета изделия (ЦМИ). Цифровой макет может содержать все данные об изделии, что позволяет исследовать взаимодействия между составляющими его компонентами, проводить необходимые расчеты и испытывать его функции. Большим преимуществом этого подхода является возможность рассматривать большое количество вариантов и быстро проводить изменения. Это достигается с помощью специальных методов и практик, таких как: проектирование сверху вниз, проектирование в контексте, реляционное проектирование, метод скелетона, оптимизация, проектирование на основе знаний и других.

Необходимо отметить, что переход к современным 3D методам разработки изделий требует создания новых методов проектирования и бизнес-процессов, которые должны гарантировать, что все данные актуальны и хорошего качества на всех этапах жизненного цикла.

Методы и практики разработки изделия в среде ЦМИ демонстрируются на примере проектирования ракеты космического назначения (РКН) на этапах концептуального и предварительного проектирования, начиная с задания основных характеристик РКН и распределения масс до создания электронной структуры изделия, определения его облика и расчёта массово-инерционных характеристик.

Внедрение технологии ЦМИ в практику разработки изделий РКН позволит существенно повысить производительность труда инженеров, качество создаваемых ими проектов и сократить время их разработки.

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЛИТИЙ-ТИТАНАТНОГО АККУМУЛЯТОРА ДЛЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РН «ПРОТОН-М»

Т.Б. Аймбетов talgat.aimbetov@bk.ru

ГКНПЦ им. М В Хруничева, КБ «Салют»

На протяжении длительного времени аккумуляторные батареи, в основе которых использована литий-ионная электрохимическая система, обеспечивают электропита-

Секция 11

ние системы управления РН. Высокая плотность энергии, низкий ток саморазряда в состоянии хранения и длительный интервал периодического обслуживания является отличительной особенностью литий-ионного аккумулятора.

В настоящее время актуальной задачей для литий-ионной электрохимической системы является уменьшение стоимости литий-ионных аккумуляторов, оптимизация массогабаритных характеристик и возможность работы при низких минусовых температурах. От указанных недостатков избавлены литий-ионные аккумуляторы с титанатными анодами, кратко названные как литий-титанатный аккумулятор.

Литий-титанатный аккумулятор в большей степени удовлетворяет требованиям бортового источника питания системы управления РН, в т.ч. выдает интенсивный ток разряда, способный обеспечить высокую максимальную и импульсную токовую нагрузку.

Высокая стоимость используемых бортовых источников питания обусловлена применением литий-ионных аккумуляторов иностранного производства. Аккумуляторы литий-титанат для изделий РКТ являются отечественной разработкой, обеспечивают требуемые характеристики, имея при этом меньшую стоимость.

Литий-титанатный аккумулятор также позволяет решить давно накопившиеся проблемы источников питания в РКТ, как повышение безопасности, работа при отрицательных температурах и увеличение срока службы.

ПЕРСПЕКТИВЫ И ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ЛАЗЕРНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ РАЗГОНА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ

В.Г. Поспелов

pospelovvladimir@rambler.ru

Научно-исследовательский институт космических систем имени А. А. Максимова – филиал «ГКНПЦ им. М В Хруничева»

Современная пилотируемая космонавтика ограничена, в основном, околоземными миссиями, освоение Солнечной системы проводится беспилотными аппаратами. Одной из основных причин этого является отсутствие двигательных установок, эффективных на межпланетных дистанциях. Реактивные двигатели требуют большого запаса топлива и окислителя, что значительно снижает полезную нагрузку космического аппарата. Солнечный парус в качестве двигателя космического аппарата имеет определённые преимущества перед реактивными двигателями, и главным из них является отсутствие необходимости в топливе. Единственная проблема солнечного паруса – его зависимость от давления солнечного света. Ослабевая по мере удаления от Солнца пропорционально квадрату расстояния от светила, оно имеет малое значение на орбите Земли и с удалением от неё становится совсем незначительным, по причине чего КПД солнечного паруса как двигателя сравнительно невысок.

Решением этой проблемы может быть создание лазерной разгонной установки, осуществляющей разгон космического аппарата с солнечным парусом. Такая установка сможет придавать космическому аппарату ускорение за счёт облучения солнечного паруса сконцентрированным лучом. При этом с помощью этой установки можно будет, теоретически, проводить процедуру разгона даже на значительном удалении космического аппарата от Земли при учёте расстояния и рассеивания луча в пространстве. Однако создание подобной установки сопряжено с рядом проблем: расчёт мощности разгонного лазера, координатно-временное обеспечение, правовые аспекты. В статье эти проблемы рассмотрены более подробно, также предложены возможные методы их решения.

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕРАЗРУШАЮЩИХ МЕТОДОВ КОНТРОЛЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ ВЫСОКОТЕХНОЛОГИЧНЫХ ПРИБОРОВ

С.А. Адаспаева

ГКНПЦ имени М.В. Хруничева

В настоящее время ни один технологический процесс не внедряется без применения системы неразрушающего контроля качества. Применение неразрушающих методов контроля (НМК) не требует материальных затрат, направленных на вырезку образцов, разрушение деталей, больших потерь времени.

В зависимости от принципа работы все НМК делятся на несколько видов: акустический, магнитный, вихретоковый, радиационный.

В условиях промышленного производства методы ультразвукового и рентгеновского контроля получили наибольшее распространение. За последние 10 лет произошел существенный прогресс в создании цифровых детекторов излучения: систем компьютерной радиографии (КР), плоскопанельных и линейных детекторов.

В 2006 г. лучшая система КР позволяла получить базовое пространственное разрешение (БПР) 60 мкм, что существенно уступало мелкозернистой пленке. В 2010 г. БПР стало равным 40 мкм. В 2015 г. появилась система КР с разрешением 30 мкм.

В настоящее время в ракетно-космической отрасли сложились технико-экономические условия, позволяющие внедрить современные средства цифровой радиографии и соответствующее программное обеспечение.

Развитие и внедрение в промышленность ультразвуковой дефектоскопии в мировой практике (1952 - 1960 гг.) базировались (да и базируются сегодня) на контроле качества сварных соединений. Приборы, работающие в режиме томографии в разы повышают производительность контроля и сводят к минимуму ошибки оператора.

С помощью ультразвукового томографа можно получить графический образ сечения объекта (сварного шва в том месте, где установили многоэлементную антенную решетку). Перемещаясь по поверхности материала можно слой за слоем проверить интересующий участок. На экране внутренняя структура объекта контроля отображается в виде наглядного сечения. Благодаря цветовому кодированию форма и расположение дефекта определяется сразу и безошибочно.

Вышеизложенные методы неразрушающего контроля позволяют избежать «человеческого фактора». Цифровой формат полученных изображений дает большие возможности для анализа (изменение масштаба выделенной области, контрастности; применение цифровых фильтров и т.д.).

ВОПРОСЫ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННОГО КОНТРОЛЯ ЗАПУСКА РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ И ПОЛЁТА РАЗГОННЫХ БЛОКОВ

С.А. Богданов, В.С. Чаплинский, В.П. Коновалов
murashov@niiks.com

Научно-исследовательский институт космических систем имени А. А. Максимова – филиал «ГКНПЦ им. М В Хруничева»

Информационное обеспечение запуска ракет космического назначения (РКН) и полёта разгонных блоков (РБ) в составе космических головных частей (КГЧ), включающих

Секция 11

РБ и выводимые на орбиту космические аппараты (КА), состоит из двух взаимосвязанных технологических процессов:

- информационно-телеметрического обеспечения (ИТО), задачей которого является передача по радиотелеметрическим каналам информации о состоянии и функционировании бортовых систем в соответствии с программой полёта, параметрах температуры, вибраций, давления топлива и газов и т.д., приём и обработка телеметрической информации (ТМИ) с целью оценки выполнения программы и определения лётно-технических характеристик изделий;
- навигационно-баллистического обеспечения (НБО), задачей которого является измерение с помощью бортовых и наземных средств текущих навигационных параметров (ИТНП) движения ракеты носителя (РН) и РБ на активном участке траектории (АУТ) и на других участках траектории полёта (опорной, промежуточной, переходной и целевой орбитах).

На основе многолетнего опыта работы в докладе проведён анализ достигнутых характеристик наземных измерительных комплексов (НИК) в части ИТО и НБО, рассмотрены принципы построения и структура комплексов средств измерений, сбора, обработки (КСИСО) информации при полёте РН на АУТ и НИК РБ на других участках траектории выведения КА, их особенности по отношению к зарубежным комплексам.

С учётом повышения требований к информационному обеспечению перспективных космических ракетных комплексов, разрабатываемых по ФКП на период до 2025 года и на дальнейшую перспективу, включая запуски с космодрома «Восточный», излагаются возможные направления по повышению информативности, надёжности и глобальности ИТО на основе совершенствования бортовых и наземных радиотелеметрических средств, использования для передачи ТМИ многофункциональной космической системы ретрансляции (МКСР) со спутниками «Луч-5» и их дальнейшими модификациями. Обсуждаются возможности НБО РБ по системе «ГЛОНАСС» за пределами неразрывного навигационного поля.

МОДЕЛЬ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ИЗГОТОВЛЕНИЯ СРЕДСТВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОСНАЩЕНИЯ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ

А.В. Цырков¹, И.А. Гурина¹, В.Д. Костюков²

¹ГКНПЦ имени М.В. Хруничева

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)

В настоящее время при проектировании и изготовлении изделия осуществляется работа с большим объемом информации, начиная от назначения изделия и заканчивая информацией о технологических процессах, и, непосредственно, изготовлении. В связи с повышением сложности изделий увеличивается и объем информации об изделии, поэтому актуальным является создание систем автоматизированного проектирования и моделирования. В настоящее время одними из самых распространенных комплексов являются: CATIA, NX, Creo, Autocad, АДЕМ, T-Flex, Компас. На базе кафедры «ТИАС» «МАТИ» - Российского Государственного Технологического Университета имени К.Э. Циолковского (ныне Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)) разработан программный продукт - СПМ (система параметрического моделирования). Научной новизной данного продукта является возможность представления полной информации об объекте, в том числе информации о технологических процессах, что не реализовано в упомянутых выше системах, хотя является важной составляющей разработки и производства изделия. Благодаря

объединению различной информации об изделии в одном комплексе, СПМ является эффективнее современных аналогов, так как снижаются затраты на ведение проекта. Главное преимущество этого комплекса в том, что он связан непосредственно с технологией изготовления.

Как показывает практика наибольший эффект CAD/CAM системы приносят тогда, когда в полной мере реализуются методы «сквозного» проектирования-изготовления ДСЕ и изделий с применением технологического программно-управляемого оборудования с ЧПУ на основе использования системы ассоциативно связанных математических моделей. В эту систему, как правило, входят математические модели элементов конструкции, заготовки (штамповка, литье), технологических процессов, средств технологического оснащения (СТО) (нестандартное оборудование, оснастка, инструмент), технологических процессов изготовления СТО, управляющих программ для ЧПУ, СТО второго рода, технологических процессов изготовления СТО второго рода, технологической системы и ее компонентов.

ПЕРСПЕКТИВНАЯ МОДЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ ПРОИЗВОДСТВА ДЛЯ ХОЛОДНОЙ ЛИСТОВОЙ ШТАМПОВКИ

Т.Н. Александрова¹, К.Н. Цепляева², В.Д. Костюков²

¹ГКНПЦ имени М.В. Хруничева

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)

Сегодня большинство эффективно функционирующих промышленных предприятий переходят на проектное управление. На таких предприятиях разработка и выпуск продукции осуществляются под определенный заказ - это и незначительные модификации уже отработанных конструкций, и разработка новых изделий. Заказы могут быть различными по объему и по срокам, но всех их объединяет то, что они должны быть реализованы к определенному времени и не должны превышать заложенный бюджет. Для того чтобы исполнение заказов - проектов - укладывалось в определенные пределы сроков и стоимости, необходимо тщательно планировать и контролировать эти проекты. Как правило, производство и конструкторские отделы работают одновременно над несколькими заказами, следовательно, появляется задача эффективного распределения имеющихся производственных мощностей и человеческих ресурсов. Кроме того, на промышленном предприятии имеется ряд задач, не относящихся непосредственно к проектированию и производству продукции, но, в то же время, требующих планирования и контроля - это работа с поставщиками комплектующих и материалов, капитальный и оперативный ремонт оборудования, маркетинговая деятельность, реклама и так далее. Таким образом, вся деятельность предприятия представляется в виде совокупности взаимосвязанных проектов, что говорит о необходимости использования методологии управления проектами как основы для построения системы управления предприятием. Одними из самых важных и трудоемких этапов разработки нового или модификации существующего изделия являются конструкторская и технологическая подготовка производства. На этих этапах работа ведется с большим объемом документации. Документация, как правило, бывает представлена в разных форматах и может разрабатываться в различных прикладных автоматизированных системах (CAD/CAM/CAE). Автоматизированная система управления должна обеспечивать хранение данных и связанных с ними документов, а также

Секция 11

управление структурой изделия и изменениями. Кроме того, при разработке изделия требуется спроектировать множество деталей. Для каждой детали данные должны быть созданы, изменены, просмотрены, проверены и утверждены различными людьми и, возможно, по несколько раз. Более того, разные типы деталей могут потребовать различных методов разработки и различных типов сопровождающих их данных: для одних это - твердотельные модели, для других - схемы печатных плат, программы для ЧПУ и так далее. Но и это еще не все: модификация практически любых данных может оказывать влияние на другие связанные с ними данные. Таким образом, возникает потребность в постоянной взаимной проверке и увязке модифицируемых данных, другими словами - в обеспечении их целостности, что и должно учитываться при управлении технологической подготовкой производства для холодной листовой штамповки.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ РАСХОДА ГАЗА ПРИ ПНЕВМОВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ ИЗДЕЛИЙ РКТ

А.Р. Алиев

kba@kc.ru

КБ «Арматура» – филиал «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Надежность изделий РКТ напрямую зависит от качества испытаний, проводимых на технической позиции космодрома. Одним из наиболее ответственных и ресурсозатратных этапов предпусковой подготовки изделий РКТ являются пневмовакуумные испытания (ПВИ). На процесс заполнения изделия при ПВИ накладывается ряд ограничений. Скорость повышения давления и возрастающая при наполнении температура в полости изделия не должны приводить к нарушению работоспособности испытуемого изделия. В соответствии с этими ограничениями формируется закон изменения во времени давления в процессе заполнения изделия РКТ при ПВИ.

В работе представлено техническое решение системы, которое может быть использовано при проведении ПВИ для операции заполнения изделия РКТ по заданному во времени закону. Рассмотрен принцип действия этой системы. Система представляет собой следящую систему, обрабатывающую заданный входной закон в автоматическом режиме. При проектировании систем газоавтоматики подобного рода широко используют численный эксперимент на основе математической модели, описывающей протекающие в них процессы.

Математическая модель системы построена на основе фундаментальных термодинамических законов сохранения массы и энергии для рабочего тела переменной массы, а так же второго закона Ньютона для движения механической подсистемы. При построении математической модели системы ее конструкция была условно разбита на элементы. Каждый из элементов описывается системой уравнений, совокупность которых образует математическую модель системы в целом.

Построенная математическая модель системы регулирования расхода газа описывает тепловые, газодинамические, механические, электромагнитные и термодинамические процессы, протекающие в системе во время наполнения изделия РКТ при ПВИ.

Разработанная математическая модель может быть полезна при проектировании, отработке и анализе функционирования систем подобного типа для технических комплексов космодромов.

УПРАВЛЕНИЕ КОМПЛЕКТАЦИЕЙ ЗАКАЗОВ В УСЛОВИЯХ МНОГОНОМЕНКЛАТУРНОГО ЕДИНИЧНОГО И МЕЛКОСЕРИЙНОГО ПРОИЗВОДСТВА

Ю.А. Балясов

kba@kc.ru

КБ «Арматура» – филиал «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

В докладе рассматривается современный метод управления комплектацией изделий в условиях многономенклатурного единичного и мелкосерийного производства, для которого характерны частая сменяемость номенклатуры, продолжительность производственного цикла и сжатые сроки изготовления.

Предлагаемый метод управления комплектацией изделий основан на системе информационного сопровождения процесса и мониторинге состояния комплектации заказа, способствующем выявлению «узких мест», принятию управленческих решений и сокращению длительности производственного цикла.

Для достижения поставленной цели решены следующие задачи:

- разработан подход к расчету длительности производственного цикла, используемый, в том числе, при формировании плана комплектации;
- предложен метод учета и выдачи на сборку деталей и сборочных единиц, готовых под комплектацию;
- предложен метод организации, анализа и представления данных о состоянии комплектации для ее оперативного мониторинга.

Предложенный бизнес-процесс сопровождается серией электронных отчетов с достаточно высокой степенью визуализации и возможностью быстро погружаться во фрагменты отчета, представляющие интерес с точки зрения анализа состояния процесса комплектации.

Предложенный бизнес-процесс по управлению комплектацией изделий в условиях многономенклатурного мелкосерийного производства позволяет:

- формировать план комплектации изделий с использованием предложенного метода расчета длительности производственного цикла и определения сроков запуска-выпуска деталей и сборочных единиц;
- фиксировать факт прохождения деталей и сборочных единиц отдельных этапов комплектации: механообработка, предъявление на контроль, сдача в комплектовочную кладовую, печать сопроводительного паспорта и выдача на сборку;
- систематизировать и анализировать информацию о состоянии процесса;
- управлять процессом комплектации на любом уровне от мастера смены до директора предприятия.

Предложенный процесс управления комплектацией изделий внедрен в КБ «Арматура» - филиале ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева (г. Ковров).

Секция 11

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ НАДЕЖНОСТИ КОМПЛЕКТУЮЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С УЧЕТОМ ВОЗДЕЙСТВИЯ ИОНИЗИРУЮЩИХ ИЗЛУЧЕНИЙ

В.Б. Рудаков, А.С. Бурцев, П.А. Филоненко, В.В. Гончаров
baklanov@niiks.com

Научно-исследовательский институт космических систем имени А. А. Максимова – филиал «ГКНПЦ им. М В Хруничева»

Ионизирующие излучения (ИИ) космического пространства являются основным фактором, влияющим на надежность космических аппаратов (КА), при этом методическое обеспечение, позволяющее учитывать воздействие излучений на радиоэлектронную аппаратуру, развито недостаточно.

Вероятность безотказной работы (ВБР) отдельного комплектующего элемента за срок активного существования КА рассчитывается по формуле, предполагающей отдельный учет потоков отказов, вызванных воздействием одиночных высокоэнергетических частиц и отказов, вызванных деградационными процессами материалов электрорадиоизделий, в том числе и под воздействием низкоинтенсивных ИИ. При этом интенсивность отказов ЭРИ в ходе эксплуатации изменяется и определяется по коэффициентной модели. Для оценки надежности комплектующих элементов используется априорная информация о результатах испытаний без учета воздействия ИИ, а также справочная информация, при этом полученные выборки статистических данных по результатам испытаний могут принадлежать к различным генеральным совокупностям. Зависимость интенсивности отказов от дозы излучений определяется в виде кусочно-линейной функции.

Определение оптимальных объемов наземной экспериментальной отработки комплектующих элементов производится в том случае, если отсутствуют данные о влиянии ИИ на надежность, то есть соответствующий коэффициент влияния ИИ не определен. При этом необходимо учитывать стоимостные ограничения, а также ошибки 1-го и 2-го рода, возникающие в ходе контроля проведения испытаний.

Для определения объема испытаний используется метод обеспечения оптимального иерархического контроля технических параметров изделий РКТ. Метод применяется для изделий низшего иерархического уровня – элементов и состоящих из них модулей. Разработанный математический аппарат позволяет определять объемы испытаний с учетом стоимости испытаний и рисков 1-го и 2-го рода с использованием целевой функции, для которой необходимо определять значение минимума.

Испытания комплектующих элементов производятся с целью подтверждения заданных требований по надежности к космическому аппарату в целом и к его отдельным составным частям, в том числе и радиоэлектронной аппаратуре, предназначенных для длительного функционирования в условиях воздействия ионизирующим излучением космического пространства. Испытания проводятся в форсированных режимах. Выбор ускоряющих факторов производится, исходя из эквивалентности интенсивности отказов в процессе испытаний и эксплуатации, при этом необходимо учитывать ограничения, заданные в технических условиях на электрорадиоизделия по максимальной дозе, при которой происходит смена механизмов отказов, а также и по максимально допустимым значениям воздействующих факторов в процессе испытаний.

В том случае, если режимы испытаний, соответствующие расчетному значению объемов испытаний при минимальном значении целевой функции стоимости, не

удовлетворяют ограничениям по дозовым, электрическим, температурным и прочим нагрузкам, установленным в ТУ на комплектующий элемент, необходимо переходить к двухступенчатой схеме испытаний.

УСТАНОВКА ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ОБЛЕГЧЕННОЙ БЕСШОВНОЙ АРМАТУРЫ МЕТОДОМ ПЛАСТИЧЕСКОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ ИЗ ТРУБНЫХ ЗАГОТОВОК (УГФ-80)

А.В. Ершов, Д.А. Недоливко, О.И. Хорошев, В.М. Черногубов
kba@kc.ru

КБ «Арматура» – филиал «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

В КБ «Арматура» планируется проведение ОКР по совершенствованию технологии изготовления тройников, крестовин и угольников из металлических труб методами гидроштамповки. В процессе выполнения работ планируется создание опытного образца установки УГФ-80, позволяющей изготавливать детали из трубных заготовок диаметром до 80 мм и толщиной стенки до 8 мм. Формообразование деталей на установке происходит в замкнутой матрице при одновременном действии на трубу-заготовку сил, прикладываемых к торцам заготовки, создаваемых гидроцилиндрами осевого сжатия, внутреннего давления жидкости, создаваемого мультипликатором, и сил, прикладываемых к свободным поверхностям формуемых отводов, создаваемыми гидроцилиндрами подпора. Рабочие органы приводятся в движение гидроприводами и гидроаппаратурой, размещенными гидростанции установки. Управление установкой предполагается осуществлять с помощью промышленной рабочей станции.

Система управления такой установки позволит:

- управлять электрооборудованием установки;
- выбирать соответствующую программу из списка программ, хранящихся в памяти;
- отправлять, в определенной программой последовательности, сигналы на регулируемую гидроаппаратуру;
- осуществлять обработку сигналов, полученных с помощью средств измерений, во время выполнения процесса;
- сравнивать полученные значения с контрольными;
- осуществлять запись значений в базу данных;
- обеспечить отображение показаний датчиков и состояния устройств в графической форме на дисплее;
- редактировать, создавать новые программы и сохранять их в памяти.

С помощью системы управления также может осуществляться учет рабочего времени установки и информирование о необходимости проведения технического обслуживания установки.

В ходе выполнения работы планируется провести ряд исследований на макете установки, включающие в себя процедуры сбора исходных данных, проведения анализа напряженно-деформированного состояния материала заготовок в процессе гидроштамповки, разработки математических моделей рассматриваемых процессов. Результаты исследований будут использованы при разработке новых и совершенствовании существующих технологических процессов.

Проведение ОКР позволит сократить сроки постановки изделий на производство, уменьшить затраты на технологическую подготовку производства, снизить себестоимость изделий, а также расширить номенклатуру гидроштампованных деталей.

Секция 11

ТЕХНОЛОГИЯ УПРАВЛЕНИЯ СБОРКОЙ ИЗДЕЛИЙ НА ОСНОВЕ ДАННЫХ О ПАРАМЕТРАХ СОСТАВЛЯЮЩИХ ДЕТАЛЕЙ И СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ

А.В. Медведев

kba@kc.ru

КБ «Арматура» – филиал «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Сборка – этап изготовления, в процессе которого формируются характеристики будущих изделий. Значения характеристик определяются параметрами деталей и сборочных единиц (ДСЕ), поступивших на сборку, а также параметрами регулировок, выполненных в процессе сборки. Для ракетно-космической отрасли характерен 100%-й контроль изготовленных ДСЕ: до начала сборки детали измеряют и испытывают, по результатам чего определяют их параметры, допускают или не допускают до сборки. Часто после этого данные о параметрах ДСЕ не используют, детали в сборочные комплекты подбирают случайным образом без учета их параметров, что придает процессу сборки элементы случайности и неопределенности: значения характеристик готовых изделий – случайные величины (в пределах поля допуска), становятся известны только после сборки. При этом учет параметров изготовленных ДСЕ позволяет:

- прогнозировать характеристики будущих изделий и сделать результат сборки предсказуемым;
- подбирать лучшие из возможных сочетания ДСЕ в сборочных комплектах и тем самым улучшать характеристики изделий;
- подбирать оптимальные параметры регулировок до начала сборки и получать изделия с оптимальными характеристиками;
- формировать математические модели отдельных образцов изделий и на основе таких моделей обеспечивать поддержку принятия решений при выполнении сборки и регулировки изделий, автоматизировать испытания и обнаружение отказов изделий. В целом учет параметров изготовленных ДСЕ позволяет активно воздействовать на процесс сборки (управлять сборкой) путем подбора ДСЕ в сборочные комплекты по их параметрам и подбора параметров регулировок изделий до сборки. Управление сборкой на основе данных о параметрах составляющих ДСЕ требует комплексных и системных решений, разработки новой технологии (методик, алгоритмов и программного обеспечения). Для реализации предложенного подхода к производству в КБ «Арматура» разработаны оригинальные алгоритмы подбора ДСЕ в сборочные комплекты по их параметрам, разрабатывается оригинальный комплекс ПО, который позволяет вывести сборку изделий на новый качественный уровень.

**ОСОБЕННОСТИ И ПРАКТИКА ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДОВ И СРЕДСТВ
НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ ПРИ ОБСЛЕДОВАНИИ СИСТЕМ
И АГРЕГАТОВ НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ
КОСМОДРОМА «ПЛЕСЕЦК»**

М.Ю. Ерофеев, Л.В. Эртман

trasimatza@mail.ru

Научно-исследовательский институт космических систем имени А. А. Максимова – филиал «ГКНПЦ им. М В Хруничева»

«НИИ КС имени А.А. Максимова» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» с 2009 года проводит обследование элементов систем и агрегатов (СИА) наземной космической инфраструктуры (НКИ) космодрома «Плесецк» с применением методов и средств неразрушающего контроля (НК).

Объектами обследования являются СИА заправочной станции, а также стартовых и технических комплексов ракет-носителей «Союз», «Рокот» и «Ангара».

Основными особенностями обследования объектов НКИ на космодроме «Плесецк» являются:

- проведение обследований СИА, находящихся за пределами гарантийных сроков эксплуатации, выработавших свой технический ресурс, срок эксплуатации которых составляет 30 лет и более;
- необходимость оценки технического состояния, как обследуемого элемента, так и влияния его состояния на работоспособность и безопасность системы в целом в соответствии с ГОСТ 15467 [2], так как объекты НКИ являются сложными техническими системами;
- сложность проведения обследования, по причине того, что большинство СИА располагаются на открытом воздухе, в климатических условиях района, приравненного к районам Крайнего Севера с градиентом температур от – 50 до +35 °С;
- необходимость проведения обследования каждой системы (агрегата) с применением нескольких методов НК, по причине наличия разнородных элементов и дефектов, и в целях более точной оценки технического состояния;
- проведение нестандартных обследований технических объектов с использованием уникальных высокоточных средств измерения;
- проведение обследований СИА, работающих с высокотоксичными и криогенными жидкостями, а также проведения работ на электроустановках и работ на высоте;
- широкая номенклатура объектов обследования и др.

БИБЛИОТЕКА МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ДИНАМИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ ГИДРО- И ПНЕВМОСИСТЕМ

Ю.М. Тимофеев, Е.М. Халатов

timasp@inbox.ru, kba@kc.ru

КБ «Арматура» – филиал «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Гидравлические и пневматические системы находят широкое применение в ракетно-космической, авиационной, станкостроительной, судостроительной и других отраслях машиностроения. К подобным системам можно отнести гидро- и пневмоприводы

Секция 11

станков, мобильных машин и судов, системы газоснабжения ракетно-космических комплексов, гидро- и пневмосистемы ракет-носителей и самолетов.

В большинстве случаев проектирование и отработка гидро- и пневмосистем сопровождаются численным экспериментом на основе математической цифровой модели с сосредоточенными параметрами.

Сложность структуры рассматриваемых систем и наличие нескольких видов протекающих в них физических процессов зачастую приводят к значительным временным затратам на разработку математического описания и его реализацию в виде программы для ЭВМ. Решить эту проблему призваны программные комплексы, позволяющие проводить расчеты переходных процессов в гидро- и пневмосистемах на основе полуавтоматически формируемых цифровых моделей (модель набирается из специальных блоков, которые соединяются линиями связей). В качестве примера можно назвать программный комплекс «AMESim» компании «LMS Imagine» и библиотеку «Simscape» модуля «Simulink» программы «Matlab».

В настоящее время в конструкторском бюро «Арматура» (г. Ковров) проводятся работы по формированию библиотеки цифровых моделей для ее использования при динамических расчетах гидравлических и пневматических систем в отечественном программном комплексе (ПК) «SimInTech». ПК «SimInTech» входит в Единый реестр российских программ для ЭВМ и баз данных и является аналогом известных зарубежных программ моделирования динамических систем «VisSim» и «Matlab/Simulink».

В основе разработки лежит представление гидро- или пневмосистемы как совокупности связанных подсистем различной физической природы. Под этим понимается, что любая система может быть условно разделена на части (подсистемы), каждая из которых может быть математически описана с помощью знаний одного из разделов физики. При этом выходные параметры математического описания одной подсистемы являются входными параметрами математического описания другой (связанной) подсистемы.

Библиотека включает базовые, вспомогательные и специализированные блоки:

- базовые блоки описывают процессы в термодинамических, механических, гидродинамических, тепловых и электромагнитных подсистемах, на которые можно разбить гидравлические и пневматические машины, устройства и приводы;
- вспомогательные блоки необходимы для осуществления связей базовых блоков библиотеки между собой, а также с блоками других библиотек SimInTech;
- специализированные блоки позволяют моделировать гидравлические и пневматические машины и устройства конкретных конструктивных исполнений.

Продолжением работ по рассмотренной теме является увеличение ряда цифровых моделей, что позволит расширить круг задач по расчету динамических характеристик гидро- и пневмосистем, а также сократить время разработки их цифровых моделей в ПК «SimInTech».

АВТОМАТИЗАЦИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

О.И. Хорошев, А.Н. Слепухин

kba@kc.ru

КБ «Арматура» – филиал «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

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, контроль и управление параметрами процессов.

В статье рассматривается автоматизация электрических испытаний космического аппарата на примере разработки контрольно-проверочной аппаратуры системы телеметрического контроля (КПА СТК), предназначенной для коммутации цепей питания, управления и контроля состояния бортового измерительного комплекса при проведении наземных испытаний и пуске космического аппарата, на основе микропроцессорного оборудования.

В состав КПА СТК входит:

- устройство сопряжения с объектом (УСО);
 - рабочая станция (РС);
 - разработанное программное обеспечение (ПО) автоматизированной системы управления;
 - комплект запасных частей и принадлежностей.
- КПА СТК обеспечивает выполнение следующих функций:
- коммутация цепей питания;
 - обеспечение тестовых проверок бортовой аппаратуры и наземной кабельной сети;
 - контроль исходного состояния бортового измерительного комплекса;
 - контроль параметров напряжений и токов питания;
 - управление бортовым измерительным комплексом;
 - контроль прохождения команд на объект управления;
 - приём донесений с объекта управления.

Комплекс функционирует в режимах:

- «Подготовка к работе»;
- «Работа в ручном режиме (по командам оператора)».

В ходе проектирования выполнена разработка автоматизированной системы управления КПА СТК с использованием SCADA системы - интегрированной среды разработки Trace Mode 6 российского производства.

Разработан полный комплект документации на аппаратуру. КПА СТК изготовлена, успешно прошла испытания, введена в эксплуатацию на контрольно-испытательной станции предприятия.

В ходе разработки был предложен уникальный способ проверки сопротивления изоляции цепей относительно корпуса, на который получен патент № 2503963 от 10.01.2014 г.

ФТОРЭПОКСИДНЫЕ ПОКРЫТИЯ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ РЕСУРСА ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Р.А. Чёлышев¹, Г.М. Тюльга²
kba@kc.ru

¹КБ «Арматура» – филиал «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»
²ООО «ФЬЮЛЭК»

В докладе рассматриваются современные индустриальные лакокрасочные материалы, используемые для длительной антикоррозионной защиты.

Одними из таких материалов являются разработанные и производимые ООО «НПФ ФЬЮЛЭК» фторсодержащие композиции марок ФЛК.

Введение атомов фтора в полимерную цепь увеличивает химическую и окислительную стойкость материалов, их гидрофобность и олеофобность, что делает фторэ-

Секция 11

поксидные лаки марок ФЛК достаточно универсальными покрытиями. При этом фтор не снижает высокие адгезионные свойства эпоксидных покрытий к любым поверхностям.

Фторэпоксидные лаки марок ФЛК – это однокомпонентные, готовые к применению лакокрасочные материалы холодного отверждения, представляют собой стабилизированный 25% раствор композиции ФЛК-ПА (бесцветные) или ФЛК-ПАСп (колерованные) в ацетоне.

Фторэпоксидные лаки марок ФЛК предназначены для долговременной защиты металлических (не менее 35 лет при толщине покрытия 46-57 мкм) и неметаллических поверхностей (не менее 50 лет при толщине покрытия 50-100 мкм) от воздействия промышленной атмосферы, нефтепродуктов, морской воды, проливов химически активных сред и радионуклидов.

Проведенные в КБ «Арматура» испытания показали, что фторэпоксидные защитные покрытия обладают высокой адгезией к металлическим и бетонным поверхностям, эластичны, стойки к механическим воздействиям, не требуют предварительного грунтования поверхности (за исключением выравнивания поверхности), наносятся одним материалом в 2-3 слоя без промежуточной промывки оборудования.

Покрытия рекомендованы для внедрения в изделия ракетно-космической техники с целью увеличения гарантийных сроков и расширения номенклатуры применяемых в КБ лакокрасочных покрытий, стойких к агрессивным средам и промышленной атмосфере, а также возможности замены нержавеющей стали на углеродистые с последующим покрытием.

Рассматривается возможность использования в технологической оснастке в качестве защитных и антиадгезионных покрытий, на гальваническом участке и в строительстве.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИНСТРУМЕНТАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ ПО ПОДТВЕРЖДЕНИЮ ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ НАЗЕМНОЙ ПОДГОТОВКЕ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА «ПРОТОН-М»

Т.Ю. Грачева

**ecolog260@mail.ru;
mailgracheva@rambler.ru**

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

В докладе определены цель оценки экологической безопасности при подготовке ракетно-космических комплексов и ее основные задачи.

Показано, что одна из основных задач – определение фактического уровня экологического воздействия при подготовке ракетно-космических комплексов.

Во исполнение вышеуказанной задачи, а так же в соответствии с рекомендациями экспертной комиссии государственной экологической экспертизы проектных материалов «Космический ракетный комплекс (КРК) «Протон-М» и космический разгонный блок (КРБ) «Бриз-М» специалистами ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» (далее – предприятие) проведен инструментальный контроль по подтверждению экологической безопасности при наземной подготовке ракетно-космического комплекса (РКН) «Протон-М» на космодроме «Байконур». Статистические данные накоплены за период 2002 – 2016г.г. В статье обобщены и представлены результаты за 2010-2016г.

Исследования, в рамках инструментального контроля, проводились сотрудниками санитарно-экологической лаборатории предприятия, имеющей аттестат аккредитации на проведение необходимых исследований.

В докладе определены задачи проведения исследований. Показано, что в качестве мест для проведения работ определены следующие объекты наземной инфраструктуры космодрома «Байконур»: технологическая заправочная площадка - (ТЗП) 333/383-92А50 пл.92А; стартовые комплексы - СК 8П882К-4Ф, пл.200, ПУ-39 и СК 8П88К-4Ф, пл.81, ПУ-24. Представлен перечень контрольных точек. Определены компоненты природной среды и состав загрязняющих веществ, подлежащих контролю при наземной подготовке РКН. Приведен перечень и описание оборудования, используемого при проведении исследований.

Сделан вывод, что наземная подготовка РКН «Протон-М» не ухудшает экологическую обстановку в районе космодрома «Байконур».

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ОБУЧЕНИЯ НА ПРИМЕРЕ УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНОГО КОМПЬЮТЕРНОГО КОМПЛЕКСА УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫХ СРЕДСТВ КРК «АНГАРА»

С.В. Павлов, В.Д. Куреев, Ю.М. Веселов

Научно-исследовательский институт космических систем имени А. А. Максимова – филиал «ГКНПЦ им. М В Хруничева»

В докладе рассмотрены актуальные вопросы, связанные с разработкой УТС КРК «Ангара», которые включают:

- общий обзор темы УТС КРК «Ангара». Состав учебно-тренировочных средств КРК «Ангара»;
- состояние разработки учебно-тренировочных средств КРК «Ангара»;
- организация дальнейших работ по созданию учебно-тренировочных средств КРК «Ангара»;
- первоочередные мероприятия по организации работ в рамках создания учебно-тренировочных средств,

а также вопросы, связанные с разработкой элементов специального программного обеспечения в виде компьютерных информационных фрагментов в составе учебно-тренировочного компьютерного комплекса УТС КРК «Ангара»

Отмечено, что общая идеология по созданию УТС КРК «Ангара» отражает современные тенденции по увеличению доли компьютерных средств в учебных целях.

Так, УТС КРК «Ангара» состоит преимущественно из компьютерных средств и включают:

- учебно-тренировочный компьютерный комплекс на базе компьютерных средств;
- два комплексных тренажера также на базе аппаратно программных средств, практически зеркально повторяющие одноименные системы (АСУП РН(РБ) и КАПЭ ПГС РН).

Оценено состояние разработки учебно-тренировочных средств КРК «Ангара». Отмечено, что по учебно-тренировочному компьютерному комплексу создан УТКК 1 очереди в составе 1 сервера и 30 АРМ. УТКК 1 очереди развернут по временной схеме на космодроме «Плесецк», проведены автономные испытания. По комплексным тренажерам выполнены работы по проектированию комплексных тренажеров, изготов-

Секция 11

лению и поставке на космодром «Плесецк». Комплексные тренажеры находятся на ответственном хранении в эксплуатирующей организации МО РФ.

Из анализа выполненных работ следует, что одним из проблемных вопросов, которые придется решать является вопрос о размещении УТКК и КТ по штатной схеме.

Организация дальнейших работ по созданию учебно-тренировочных средств КРК «Ангара» определена решением Заказчика и предполагает следующее. Головным разработчиком УТС назначен НИИ КС.

На НИИ КС возлагается координация и сопровождение разработок по УТС в целом. По УТКК на НИИ КС возлагается создание УТКК 2 и 3 очередей, в том числе:

- методическое обеспечение;
- разработка специального программного обеспечения, включая информационных фрагментов;
- создание программно-технического комплекса УТКК 2 очереди и развертывание его на космодроме «Плесецк».

Основная задача КБ «Салют» разработка комплексных тренажеров в кооперации с ООО «СКУ Система».

Отмечено, что содержание работ по созданию СПО УТКК определяется исходным, достаточно большим количеством систем, комплектов, агрегатов, а также технологических операций, на обучение которым должен быть готов УТКК. Общее количество объектов более 250, из них по 2-м типам РН, КНО ПА - более 150, а по ТК, СК - около 100.

Предполагается, что на объекты типа РН, ракетные блоки ступеней эффективны окажутся информационные фрагменты (ИФ) типа 3D-модели, клипы, интерактивные сцены, построенные на 3D-моделях.

На объекты типа пневмо-гидравлическая схема эффективны будут 2D-модели и интерактивные сцены, построенные на 2D-моделях.

Для объектов типа рабочее место КНО ПА целесообразно создавать фотопанорамы.

Выводы. В целом предложена стратегия создания ИФ СПО, которая включает следующие основные моменты:

- необходимо добиться создания по темам лекций в виде видеороликов со звуковым сопровождением;
- при приемлемых затратах трудоемкости добиться максимального охвата объектов интерактивными сценами с увеличением доли 2D-моделей и более широкого внедрения в УТКК типа занятий в виде учебно-тренировочных задач;
- при контрольных занятиях наряду с привычными всем вопросниками, и больше использовать ситуационные схемы и интерактивные модели.

КВАРЦЕВЫЙ СЕНСОР ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ КРИОГЕННЫХ ТЕМПЕРАТУР

Р.Ю. Гошля

goshliay_roman@mail.ru

И.В. Маянков

i.v.mayankov@mail.ru

Омский государственный технический университет

Современная ракетно-космическая техника тесно связана с техникой криогенной. Причиной такой тесной связи служит использование в ракетостроении в качестве топлива криогенных продуктов. При этом важной задачей при использовании криогенных жидкостей, в заправочных комплексах, является контроль температуры с высокой точностью.

В настоящей работе рассматривается возможность применения кварцевых чувствительных элементов для создания, сенсоров измерения криогенных температур.

Для исследования зависимости изменения резонансной частоты кварцевого пьезоэлемента в области криогенных температур был изготовлен кварцевый сенсор. Чувствительный элемент, которого выполнен из Y – среза кварца резонансной частотой 5 МГц по основной гармонике, помещенный в стеклянную колбу заполненную для улучшения теплообмена газообразным гелием марки А при давлении порядка 760 мм.рт.ст. Датчик был помещен в криостат замкнутого цикла для исследований в вакууме CFSG-400-2HiVac. Температура в криостате изменялась в диапазоне от плюс 100 °С, до минус 196 °С. Значение контролировалось при помощи эталонного платинового термометра сопротивления первого разряда марки ТСПН-5м1, с индивидуальной калибровочной характеристикой и погрешностью $\pm 0,002$ К.

В ходе исследования были получены расчетная и экспериментальная зависимости изменения резонансной частоты опытного образца резонатора от температуры в диапазоне от минус 196 до плюс 100 °С, расхождения между расчетными и экспериментальными данными составило менее 5 %

Проанализировав зависимость изменения резонансной частоты, можно сделать вывод о том, что данные типы сенсоров возможно использовать в качестве измерителей для построения систем измерения криогенных температур.

Сенсоры температуры на основе пьезоэлектрического кварца по своим характеристикам и параметрам сопоставимы с классическими сенсорами, измерения криогенных температур, таких как платиновые и германиевые термометры сопротивления, и обладает следующими достоинствами:

1. Простота обработки выходного сигнала т.к. для получения цифрового сигнала нет необходимости применять АЦП, и высокая разрешающая способность;
2. Высокая временная стабильность параметров, вызванная свойствами применяемого материала чувствительного элемента – кварц;
3. Устойчивость к различного рода воздействий.

МАЛОГАБАРИТНЫЙ ИМПУЛЬСНЫЙ РДТТ НА ОСНОВЕ НИЗКОСКОРОСТНОЙ ДЕТОНАЦИИ

Б.С. Ермолаев bse@center.chph.ras.ru
А.А. Сулимов, А.В. Романьков, А.Г. Ребеко

Институт химической физики им. Н. Н. Семенова РАН

Рассмотрены инновационные малогабаритные импульсные двигатели специального назначения (ДСН), в которых топливо сгорает за миллисекунды в режиме низкоскоростной детонации. Существующие ДСН (двигатели коррекции мин и снарядов на конечном баллистическом участке траектории полета; тормозные двигатели для разделения ступеней и отделения головной части ракетного комплекса; двигатели увода и сброса головного обтекателя ракеты или космического аппарата; двигатели закрутки и отстрела ракет) имеют особо сложную конструкцию, что повышает вероятность отказов, удорожает и затрудняет их производство с точки зрения получения воспроизводимых характеристик. Разработанный прототип импульсного РДТТ имеет простую конструкцию с торцевым цилиндрическим зарядом из прессованных смесей на основе перхлората аммония. Время работы нового импульсного РДТТ на два порядка меньше традиционных – миллисекунды против десятых секунды, что позволяет увеличить маневренность аппаратов, использующих ДСН. Лабораторные испытания подтверждают воспроизводимость тяговых характеристик и диаграмм давления в камере, безотказность и отсутствие опасности перехода в нормальную детонацию. Удельный импульс предлагаемых ДСН, согласно результатам испытаний, может достигать 250 с.

Секция 11

СУПЕРКОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И СТЕГАНОГРАФИЧЕСКИЕ ТЕХНОЛОГИИ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ ПРОИЗВОДСТВ «ИНДУСТРИИ 4.0»

Л.С. Раткин

rathkeen@bk.ru

Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт», ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН

В докладе представлены перспективы развития суперкомпьютерного моделирования и стеганографических технологий для ракетно-космических производств «Индустрии 4.0». Уделено внимание разработке типовых дорожных карт продвижения научных проектов в сфере космической деятельности, упрощению лицензирования без ущерба для безопасности и надежности ракетно-космической техники с построением прозрачной системы научно-промышленной кооперации по принципу «единого окна». Рассмотрены методы взаимодействия межотраслевых производственных комплексов для интеграции в цепочки поставок предприятий ракетно-космической отрасли с предложением оптимизации функционирования подсистем (например, по производству космического оборудования и бортовых датчиков) с применением суперкомпьютерного моделирования и стеганографических технологий.

Выделены основные технологические платформы Роскосмоса – «Национальная космическая технологическая платформа» (координаторы – ФГУП ЦНИИмаш и МАИ), «Легкие и надежные конструкции» (координатор – ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П.Королева»), «Использование результатов космической деятельности» (координатор – АО «РКС») и «Национальная информационная спутниковая система» (координатор – АО «Информационные спутниковые системы им. академика М.Ф.Решетнева»). Все платформы ориентированы на скоординированное решение комплекса научно-образовательных, технико-технологических и промышленно-экономических задач по созданию и применению перспективных космических комплексов и систем. В числе основных задач – увеличение объемов производства приборов и оборудования на отечественной элементной базе, разработка научно-образовательных и промышленно-технологических проектов и программ, создание новых конкурентоспособных видов продукции.

На примерах проектирования ряда изделий ракетно-космической техники показано, что стеганографические технологии автора (патент РФ) и суперкомпьютерное моделирование позволяют унифицировать процессы межпрограммного взаимодействия и гармонизировать работу системных интерфейсов бортовой ОС на аппаратных решениях, а также сократить сроки и стоимость создания изделий ракетно-космической техники.

**К 100-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ РИЧАРДА ФЕЙНМАНА:
НАНОТЕХНОЛОГИИ, НАНОМАТЕРИАЛЫ, КВАНТОВЫЕ КОМПЬЮТЕРЫ
И КВАНТОВАЯ СТЕГАНОГРАФИЯ ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА РАКЕТНО-
КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

Л.С. Раткин

rathkeen@bk.ru

Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт», ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН

Весной 2018 года мировая научная общественность будет отмечать 100-летие со дня рождения лауреата Нобелевской премии (физика, 1965) Ричарда Филиппа Фейнмана (11.05.1918–15.02.1988), одного из создателей квантовой электродинамики, разработчика метода интегрирования по траекториям в квантовой механике (1948) и метода диаграмм Фейнмана (1949) в квантовой теории поля, автора известной лекции «There's Plenty of Room at the Bottom» (декабрь 1959 года, ежегодная встреча Американского физического общества в Калифорнийском технологическом институте), инициировавшей в мире нанотехнологические исследования и во многом повлиявшей на развитие nanoиндустрии многих стран и регионов.

В докладе показан современный уровень развития квантовых технологий, применимых для ракетно-космической техники, например, по измерению отдельных квантовых систем и исследованию топологических фаз квантовой материи. Отмечено, что квантовые компьютеры и квантовая стеганография стимулируют разработки компонентов высокоскоростной телекоммуникационной инфраструктуры, новой элементной базы для ракетно-космической техники, космических роботизированных систем, квантовых сенсоров для космических приборов, материалов для квантовых симуляторов, новых технологий сохранения и преобразования энергии, атомных часов для GPS и множества других приложений. В докладе приведены примеры применения квантовых компьютеров за рубежом для проектирования гражданской и военной ракетно-космической техники: в частности, квантовый компьютер, приобретенный у компании «D-Wave Systems» (Канада) используется для проектирования изделий для аэрокосмической отрасли в «Lockheed Martin Corporation». Как показано в докладе, отличительной особенностью квантового компьютера со скоростью вычислений на несколько порядков выше обычных вычислительных систем, является возможность проектирования наноматериалов с заданными свойствами, используемых, например, для энергетических панелей космических станций, корпусов космических кораблей, двигательных установок. Защищенная патентом за рубежом разработка автора применима в квантовых компьютерах для повышения эффективности производства изделий ракетно-космической техники.

Секция 12



ОБЪЕКТЫ НАЗЕМНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ ПОТЕРИ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ МЕТАЛЛОКОНСТРУКЦИЙ СТАРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ.

Е.Л. Лебедев, Д.П. Мохнаткин

ВКА имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Модернизация средств выведения полезной нагрузки в космическое пространство влечёт за собой и изменение схем нагружения металлоконструкций (МК) стартового оборудования (СО) стартовых комплексов. Происходит это за счет увеличения как статических нагрузок, связанных с размещением дополнительного оборудования на агрегатах СО, так и динамического воздействия от газовой струи ракеты-носителя. Увеличение степени воздействия на МК СО требует постоянного контроля их технического состояния, то есть возможного уменьшения несущей способности.

Потеря несущей способности МК СО связана, в основном, с наличием участков пластической деформации в её критическом сечении. Малая доля пластически деформированного металла в критическом сечении конструкции не контролируется методами визуально-измерительного контроля, а также измерениями твёрдости их поверхности, однако вносит существенный вклад в перераспределение остаточных напряжений в конструкционном металле. Именно остаточные напряжения, возникающие в различных частях материала элемента конструкции, оказывают большое влияние на конструкционную прочность (особенно на процессы хрупкого разрушения) реальных изделий.

Состояние МК СО может изменяться после каждого пуска. Это обстоятельство может способствовать росту повреждаемости материала, повышению вероятности отказа и аварийных ситуаций. Существенные ограничения при эксплуатации СО не позволяют оценить степень нагружения МК непосредственно в момент пуска.

Предлагается методика определения напряженно-деформированного состояния и оценивания потери несущей способности МК СО по результатам коэрцитиметрического метода неразрушающего контроля после пуска.

В основу методики диагностики МК положены необратимые изменения значений коэрцитивной силы после пластической деформации элементов СО. Обоснован критерий наличия пластической деформации по изменению которого можно оценивать динамику распространения пластической деформации между сеансами контроля, оценить наличие и долю пластически деформированного металла без информации о предыстории контроля.

МОДЕРНИЗАЦИЯ СИСТЕМ АВТОНОМНОГО ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ОБЪЕКТОВ НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ НА БАЗЕ БЕСЩЕТОЧНЫХ СИНХРОННЫХ ГЕНЕРАТОРОВ

В.В. Карагодин, Д.В. Рыбаков, В.В. Рыбаков, В.А. Горин
vladimirkar@rambler.ru

ВКА имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

В современных условиях обеспечение ужесточающихся требований к системам электроснабжения технических комплексов и средств наземного базирования Воздушно-космических сил (ВКС) сопряжено с рядом проблемных вопросов: снижение надежности электроснабжения комплексов сетевыми и электроснабжающими компаниями, снижение надежности систем внешнего и внутреннего электроснабжения комплексов, повышенные требования потребителей технологических и технических систем вооружения ВКС к надежности и бесперебойности электроснабжения, качеству электроэнергии во всех режимах работы.

В этих условиях успешное выполнение задач зависит от надежной работы систем автономного электроснабжения (САЭ). Основным и определяющим направлением совершенствования САЭ является проведение их реконструкции и модернизации на основе применения современных источников электроэнергии, обладающих эксплуатационными свойствами, позволяющими обеспечить требуемый уровень надежности и требуемое качество электроэнергии во всех возможных режимах эксплуатации.

В САЭ НК, для которых одним из важнейших требований выступает обеспечение высокого уровня живучести и надежности электроснабжения, целесообразно использование в них в качестве источников электроэнергии синхронных генераторов с диодной бесщеточной системой возбуждения (БСГ), имеющих наряду с существенными преимуществами низкое быстродействие, что приводит к ухудшению качества напряжения в САЭ в переходных режимах. Внедрение перспективных БСГ должно сопровождаться совершенствованием их систем регулирования и управления.

Кардинальным направлением уменьшения длительностей восстановления напряжения является применение оптимального по быстродействию закона регулирования возбуждения БСГ, определяемого на основе принципа максимума Л.С. Понтрягина, трудности практического применения которого преодолены с помощью разработанного метода последовательных опорных решений.

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА ТЕРМОКОМПРЕССОРА В СОСТАВЕ СИСТЕМЫ ЗАПРАВКИ КСЕНОМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Е.С. Хромов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Ионные двигательные установки космических аппаратов (КА), работающие на ксеноне, весьма требовательны к чистоте заправляемого компонента. Одним из вариантов сохранения чистоты ксенона в процессе заправки является применение в качестве мультипликатора давления термокомпрессора. Работа термокомпрессора основана на повышении давления ксенона путем его ожижения и последующего испарения в ограниченном объеме. Источником холода для ожижения ксенона в термокомпрессоре

Секция 12

ре может служить жидкий азот, а источником тепла для испарения – электронагреватель.

Один из вариантов конструктивного облика термокомпрессора представляет собой сосуд с азотной рубашкой и встроенной гильзой под электронагреватель. Отсутствие в термокомпрессоре подвижных частей и разъемных соединений обуславливает высокую герметичность и надежность изделия.

В работе приводится разработанный и практически апробированный алгоритм расчета термокомпрессора. В качестве исходных данных используются геометрические параметры, теплофизические характеристики конструкции и используемых в термокомпрессоре материалов, а также рабочих сред – азота и ксенона. Производительность термокомпрессора по ксенону является выходной характеристикой и рассчитывается при допустимых значениях рабочего давления ксенона и парожидкостной смеси азота. Значение этой выходной характеристики в требуемом диапазоне обеспечивается промежуточным моделированием теплообменных процессов в термокомпрессоре наряду с прочностным анализом конструкции при рабочем давлении термокомпрессора.

Алгоритм предусматривает возможность использования итеративного метода получения расчетных характеристик, позволяющий получить наилучшие значения конструктивных параметров термокомпрессора при допустимых значениях технических параметров (расходов и давлений по рабочим средам).

ОСОБЕННОСТИ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПРОЦЕССОВ ПРИ ЗАПУСКЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ НАЛИЧИИ СОПЛОВОЙ ЗАГЛУШКИ.

В.П. Зюзликов, Б.Е. Синильщиков, В.Б. Синильщиков, М.В. Ракитская
vbsin@mail.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» г. Санкт-Петербург

Рассматриваются нестационарные процессы в сопле и развитие нестационарной струи при запуске ракетного двигателя при наличии сопловой заглушки; определяются нестационарные газодинамические нагрузки, действующие на донную часть ракеты и контейнер и динамика движения сопловой заглушки при запуске РД. Численно решаются нестационарные уравнения Навье-Стокса с использованием алгебраических моделей турбулентности, как в струйном течении, так и в пограничном слое сопла, что позволяет учесть отрывные течения в сопле. Расчет производится от входного сечения в сопло, имеющего заданный профиль. Учитывается циклограмма выхода РД на режим. Заглушка помещается в закритической части сопла, задается перепад давления при котором происходит ее отрыв от стенок сопла. В процессе расчета производится интегрирование полей давления с обеих сторон заглушки, определяется суммарная сила, действующая на заглушку, и динамика ее движения. Условно считается, что в процессе движения заглушка не вращается. Наличие заглушки существенно влияет на нестационарные процессы в сопле. Первоначально сверхзвуковое течение образуется в зазоре между соплом и заглушкой и только потом – в критическом сечении. Далее начинает формироваться отрывная зона в сопле. Наличие заглушки, еще находящейся в сопле, приводит к тому, что кольцевая струя, образующаяся после обтекания заглушки, прилипает к стенкам сопла в районе его выходного сечения. Только к моменту, когда заглушка проходит срез сопла, отрывная зона достигает до среза сопла. В дальнейшем, даже после того, как течение в сопле становится безотрывным, сверхзвуковая струя при взаимодействии с заглушкой (после диска Маха) образует кольцевую конусообразную струю со значительным углом полураствора конуса. Та-

кая струя формирует мощный пусковой вихрь. Неустойчивость струи, имеющей диск Маха, и наличие пускового вихря приводят к реализации волновых процессов, амплитуда которых может превосходить амплитуду пусковых волн при запуске рассматриваемого РД без заглушки.

ВЫБОР ЗАКОНА СООТНОШЕНИЯ УГЛОВ ПОВОРОТА КОЛЕС ТРАНСПОРТНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ АГРЕГАТОВ

М.Т. Лычкин, А.Г. Амосов, М.В. Капитонов, В.А. Голиков
mu0n@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана,
Филиал ФГУП «ЦЭНКИ»-«КБ «Мотор»

Процесс доставки ракетносителей (РН) к пусковой установке (ПУ) осуществляется специальными транспортно-технологическими агрегатами (ТТА). Эти агрегаты состоят из тягача и полуприцепа (общая длина автопоезда более 35 м). Обычно мощности и сцепных свойств тягача недостаточно для обеспечения требований по проходимости, поэтому полуприцеп оснащается дополнительной силовой установкой и 4-8 парами активных колес.

В связи со значительной массой автопоезда (нагрузка на одну ось 16 тонн), между колесами и дорожным полотном, в пятне контакта, возникают значительные нагрузки, особенно при прохождении поворотов, и поэтому весьма важно правильно оценивать параметры системы рулевого управления агрегата.

Выбор закона соотношения углов поворота управляемых колес i -той и первой осей определяется исходя из следующих условий:

- обеспечения линейного распределения углов увода по осям;
- равенства износа шин колес управляемых осей;
- обеспечения максимального поворачивающего момента, создаваемого управляемыми осями.

Для ТТА, у которых проходимость является не менее важным качеством по сравнению с долговечностью, закон изменения соотношения углов поворота управляемых колес, различных осей должен обеспечивать максимальный поворачивающий момент при максимальных углах поворота передних управляемых колес, а также обеспечивать равенство износа при незначительных углах.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ОСУШЕНИЯ СЖАТОГО ВОЗДУХА ДЛЯ ЗАДАЧ ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ И ГАЗОСНАБЖЕНИЯ СТАРТОВЫХ И ТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

В.В. Козлов, В.С. Шадрин

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Сжатый воздух широко используется в качестве энергоносителя для различных технологических целей в системах газоснабжения и термостатирования стартовых и технических комплексов. Качество сжатого воздуха регламентируется межотраслевым стандартом ГОСТ - 17433—80 и отраслевым стандартом ОСТ 92-1577-78 «Воздух сжатый. Азот газообразный» (твердые частицы, масло и влага в жидкой фазе).

Секция 12

Принятие в 2006 году национального стандарта ГОСТ Р ИСО 8573-1 2005, как полного аналога известного международного стандарта ISO, подтверждало тенденцию и для нашей страны к структуризации в этой сфере как в отношении требований, так и в отношении технических параметров оборудования для осушения сжимаемого воздуха.

Представленная классификация разработок мировых лидеров компрессорной техники успешно содержит технологические схемы осушителей, использующие для регенерации адсорбентов теплоту компримирования газа, вакуумирование, гибридные технологии осушения и многие другие технологические процессы, более эффективные как по энергозатратам, так и достижению заданных параметров степени осушения.

Проведен анализ различных технологических схем короткоцикловой адсорбции и циклов с горячей регенерацией адсорбента. Показано, что современные тенденции совершенствования направлены на использование тепла компримирования в энергозатратном процессе десорбции и оптимизацию других составляющих технологического цикла регенерации адсорбента (охлаждение, продувка и т.д.).

Самостоятельной и мало исследованной для нас позицией стоят адсорбционные осушители ротационного типа, принцип действия которых основан на той же рекуперации тепла компримирования, но в непрерывном технологическом цикле.

Большой интерес представляют гибридные технологии, основанные на комбинации конденсационного и адсорбционного способов осушения сжимаемого воздуха и используют фактор низких энергозатрат на конденсационное осушение с помощью холодильных машин на температурном уровне до 0°C по сравнению с энергозатратами на адсорбционное осушение-регенерацию до низких температур точки росы. Современные разработки ведутся по пути совершенствования конструкций рефрижераторных теплообменных аппаратов и применения разнообразных технологий регенерации адсорбента.

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СИСТЕМЫ ЕДИНОГО ВРЕМЕНИ КОСМОДРОМА «ВОСТОЧНЫЙ»

В.А. Лоховин

v.lohovin@russian.space

ФГУП «ЦЭНКИ», г. Москва

Одной из ключевых задач, решаемых во время подготовки и пуска ракеты космического назначения (РКН), является частотно-временное обеспечение (ЧВО) работы технологического оборудования на стартовом и техническом комплексах (СК и ТК), измерительном пункте (ИП) и других площадках космодрома. Для решения задач ЧВО применительно к космодрому «Восточный» была разработана система единого времени космодрома «Восточный» (СЕВ).

В основе разработки СЕВ лежит концепция общекосмодромной системы, составные части которой, в том числе расположенные на СК и ТК, Восточном командно-измерительном пункте (ВКИП) и других объектах космодрома, объединяются в единую структуру по топологии «звезда» посредством выделенных волоконно-оптических линий связи (ВОЛС). Связующим элементом топологии является высокопрецизионный центральный пункт СЕВ (ЦП-СЕВ), который осуществляет автоматическое сличение шкал времени (ШВ) составных частей.

Подобная топология впервые применяется для синхронизации технологического оборудования НКИ.

В докладе приведены результаты разработки, описание принципов работы системы с указанием технических характеристики и сравнением с аналогичными раз-

работками. Автор затрагивает тему раскрытия потенциала системы с точки зрения практического и научного интереса. Приводится план масштабирования системы для организации частотно-временного обеспечения КРК тяжелого класса, внедрения новых технологий. Описана сфера применения разработанной аппаратуры, которая может лежать как в области решения задач ЧВО объектов НКИ, так и за пределами космической отрасли (энергетика, учет времени, отображение информации и др.). Затронута тема повышения точности сличения ШВ пространственно-разнесенных составных частей СЕВ с использованием метода «common-view» и возможности создания группового стандарта на базе существующего оборудования.

МОДЕРНИЗАЦИЯ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО КОМПЛЕКСА СТАТИЧЕСКОГО И ДИНАМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА АГРЕГАТОВ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ

И.В. Немшилов, В.В. Ломакин, Д.К. Драгун, А.В. Языков

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва,
Филиал ФГУП «ЦЭНКИ»-КБ» Мотор», г. Москва

Программный конечно-элементный комплекс (ПК) SADAS разрабатывался для статического и динамического анализа агрегатов стартовых комплексов с70-х годов XX века. Особенностью ПК SADAS является возможность учета не только упруго-демпфирующих свойств элементов конструкции агрегатов СК, но и различных линейных и нелинейных элементов и особенностей конструкции агрегатов СК. ПК SADAS успешно применялся при создании различных агрегатов и элементов СК в КБ «Мотор», НИИСК им. В.П. Бармина.

Современное состояние вычислительной техники позволяет существенно повысить скорость проведения расчетного анализа за счет использования многоядерности современных процессоров, а также за счет использования вычислительных возможностей видеопроцессоров и использования кластеров.

Данная работа посвящена адаптации расчетного комплекса Sadas путем внедрения в его процессы новых стандартов языков программирования и распараллеливания процессов.

Основным языком программирования расчетных модулей ПК SADAS являлся Fortran, причем исходный код модифицировался от Fortran77 до Fortran2003. В настоящее время требуется модернизация программного комплекса с целью обеспечения возможности работы с большими моделями МКЭ и, в перспективе, вычислений на кластерах, применение ПК в различных операционных системах. Эти требования диктуют необходимость переработки исходного кода для трансляции на современных кроссплатформенных компиляторах.

На основании результатов сравнения скорости работы разных языков программирования для реализации ПК SADAS решено использовать C/C++. Этот язык продолжает свое активное развитие, имеет множество инструментов в открытом доступе и имеет необходимые качества, такие как высокую скорость работы, возможность эффективно работать с оперативной памятью и оптимизированные трансляторы. Наиболее известным и востребованным набором свободных компиляторов способным работать в том числе и с C/C++ является GCC (GNU Compiler Collection). Он хорошо интегрируется в системы программирования, приспособленные для создания кроссплатформенных программных комплексов (напр. Eclipse, QtCreator и др.) и, кроме того, для него до-

Секция 12

ступны хорошо себя зарекомендовавшие библиотеки распараллеливания процессов OpenMP и MPI.

Смена языка показала, что скорость работы может вырасти в 1,5 — 2 раза при использовании современных компиляторов и языков программирования.

Было проведено распараллеливание процессов формирования матрицы жесткости конечных элементов, методов решения систем линейных уравнений как с использованием библиотеки OpenMP, так и с использованием стандартных средств языка C/C++. Это дало выигрыш в 4 — 6 раз на машине с 4 ядрами поддерживающей гипертрейдинг на 2 потока на каждой. Выигрыш растет пропорционально росту количества потоков и ядер ЭВМ. Использование библиотеки OpenMP позволяет быстро организовать многопоточный процесс. Однако можно получить более высокую скорость выполнения при использовании только стандартных способов организации многопоточности (примерно на 6-15 %) языка C/C++, что, однако, требует значительно больше времени на реализацию и отладку кода.

Помимо уже реализованных способов модернизации комплекса рассматриваются также переход на 64-х битную версию программы и использование видеокарт для проведения расчетов, вместо основных процессоров ЭВМ.

Разница в производительности между 32-битными и 64-битными версиями приложений очень сильно зависит от их типа и типов данных, которые они обрабатывают. Но в среднем можно ожидать прирост в пределах 2—20% от простой перекомпиляции программы, что объясняется рядом архитектурных изменений в 64-битных процессорах.

Использование вычислительных мощностей видеокарт позволит в будущем повысить количество обрабатываемых потоков с 4-12 (на центральном процессоре) до 128-512 (на видеопроцессоре)

МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ И РЕМОНТА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ РКК

А.Н. Дьяков
Д.В. Решетников

Dyakoval@yandex.ru

ВКА имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Обеспечение высоких показателей эффективности образцов вооружения требует обеспечения экономичности систем их технического обслуживания и ремонта (ТОиР). Заданные показатели результативности вооружения и ресурсоемкость его системы ТОиР определяют наиболее выгодную стратегию обслуживания. Обоснованный выбор системы ТОиР и эксплуатационных параметров ее определяющих, представляет собой нетривиальную задачу, от решения которой зависит эффективность образца вооружения и его конкурентоспособность. Традиционно, для поддержания готовности вооружения использовалась так называемая планово-предупредительная система ТОиР, достоинства которой состоят в ее универсальности и простоте.

Современный подход к организации ТОиР предполагает выбор наиболее рациональной стратегии, например, ГОСТ 18322-78 определяет возможность применения технического обслуживания с периодическим контролем технического состояния (ТС) либо обслуживание в объеме требований эксплуатационной документации, выполняемое по результатам непрерывного контроля ТС. В настоящее время все чаще встречается четвертый подход, названный в «Основных направлениях развития ВВСТ»,

состоящий в снижении эксплуатационных расходов за счет применения неремонтируемых и необслуживаемых технических элементов.

На первом этапе производится расчет показателей готовности и ресурсоемкости с помощью четырех аналитических моделей выше названных стратегий.

На следующем этапе, производится синтез эффективной системы ТОиР комплекса ТЛОБ. Используя алгоритм Кеттеля, производится выбор сочетания стратегий ТОиР агрегатов, обеспечивающих требуемую готовность комплекса с минимальными эксплуатационными затратами.

РАЗРАБОТКА ПАССИВНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ АГРЕГАТОВ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

С.В. Рулев, Ю.Р. Дьяконов
23061972@bk.ru

ВА РВСН имени Петра Великого, г. Балашиха

Повышение безопасности эксплуатации агрегатов ракетных комплексов является актуальной проблемой, и обусловлено это не только необходимостью защиты жизни и здоровья людей и обеспечения сохранности специальных грузов, но и поддержанием постоянной боевой готовности.

Как бы ни были совершенны системы активной безопасности, в случае непреодолимых обстоятельств, требуется дополнительная система защиты – пассивная, находящаяся длительное время в режиме ожидания и сохраняющая при этом свои демпфирующие характеристики.

Перспективным направлением повышения противоударной защиты агрегатов является разработка энергопоглощающих буферов, принцип действия которых основывается на максимально энергоёмких процессах.

Поиск технических решений амортизирующих устройств, основанных на использовании более энергоёмких процессов, привел к разработке амортизаторов, использующих пластическую деформацию металлических элементов, сопровождающуюся максимально возможной, по сравнению с любыми другими способами, удельной диссипацией энергии.

Проведенный анализ путей повышения пассивной безопасности агрегатов РВСН с изучением перспектив использования упругопластических систем противоударной защиты позволил сделать вывод о целесообразности разработки систем, состоящих из энергопоглощающих элементов, обеспечивающих защиту при минимальном количестве комплектующих частей.

Следует отметить, что в реальных случаях полностью погасить энергию удара одним конструктивным решением во всех случаях ударных воздействий не получится. Однако применение перспективных энергопоглощающих элементов позволит в любом случае значительно снизить силу удара и перегрузки и, тем самым, сохранить агрегат.

Секция 12

ВЫБОР СПОСОБА ПАССИВНОЙ ЗАЩИТЫ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ АГРЕГАТОВ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

А.С. Шевченко, Ю.Р. Дьяконов
23061972@bk.ru

ВА РВСН имени Петра Великого, г. Балашиха

В настоящее время разработано большое количество технических решений пассивной безопасности агрегатов направленных на обеспечение высокого демпфирования энергии ударного воздействия, при этом одним из перспективных направлений является разработка энергопоглощающих буферов агрегатов, принцип действия которых основан на рассеивании кинетической энергии при столкновении за счет процессов пластического кручения.

Сравнительный анализ процессов рассеяния энергии при различных видах пластических деформаций показал, что наиболее перспективным направлением является применение торсионных энергопоглощающих элементов в агрегатах РК. Торсионные энергопоглощающие элементы весьма технологичны в изготовлении и просты в эксплуатации. Они наиболее полно удовлетворяют важнейшим требованиям к демпфирующим элементам таким, как независимость силовой характеристики от параметров ударного воздействия, высокая энергоемкость, минимальная стоимость изготовления и монтажа.

Энергопоглощающие устройства специальных конструкций, обладают и другим положительным качеством, заключающимся в том, что деформированное устройство может быть вновь и многократно приведено в исходное положение, а его энергопоглощающая способность восстановлена. Это обеспечивается путем проведения ремонтных работ, причем без замены каких-либо элементов.

Данные конструкции энергопоглощающих буферов, обладают высокой энергоемкостью и стабильностью характеристик амортизации и могут обеспечить эффективную защиту технологического оборудования агрегатов при различных видах ударов. Применение пластических торсионных элементов в энергопоглощающих буферах агрегатов может значительно повысить безопасность их эксплуатации.

РАЗРАБОТКА НАУЧНО-МЕТОДИЧЕСКОГО АППАРАТА ВЫБОРА СТРУКТУРЫ, СОСТАВА И ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА С ПРИМЕНЕНИЕМ БЕЗАЗОРНОЙ ПЛАНЕТАРНОЙ РОЛИКОВИНТОВОЙ ПЕРЕДАЧИ

А.С. Носов
kbmotor@russian.space, alekstambov@mail.ru

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» - «КБ «Мотор», г. Москва

В докладе излагается сравнительный анализ передач линейного перемещения. Основан выбор безазорной планетарной роликвинтовой передачи (БПРВП) как исполнительного механизма. Определены преимущества новой схемы электромеханического привода (ЭМП). Разработана методика проектирования ЭМП с БПРВП. Проведены предварительные экспериментальные исследования безазорной планетарной роликвинтовой передачи.

В результате теоретических и предварительных экспериментальных исследований, проведенных в данной работе, были получены следующие результаты:

1. Методика обоснования выбора структуры, состава и параметров ЭМП с применением БПРВП;
2. Обоснованы результаты математического моделирования и предварительных экспериментальных исследований управляемого ЭМП с применением БПРВП;
3. Разработана новая БПРВП (получен патент на изобретение «Устройство для преобразования вращательного движения в поступательное движение» № 2610747 от 01.10.2015 г.);
4. Определена схема ЭМП и научно-методического аппарата, позволяющего создавать приводы высокой точности и надежности функционирования.
5. Синхронная работы двух ЭМП с отсутствием влияния на окружающую среду.

По результатам предварительных исследований сделаны выводы, подтверждающие технологию изготовления передачи и привода в целом от технического задания до конечных испытаний и ввода в эксплуатацию с обучением персонала, в соответствии с разработанной автором научно-методическим аппаратом.

В настоящий момент проводятся испытания ЭМП с исполнительным механизмом БПРВП на специализированном стенде ИС-01, которые позволят подтвердить передачу на соответствие патенту, кинематическую точность, КПД, ресурс, нагрузку и скоростные характеристики привода.

НИЗКОТЕМПЕРАТУРНОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ НА СТАРТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ОТ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ, ЗАПРАВЛЕННЫХ КРИОГЕННЫМ ТОПЛИВОМ

В.С. Копытов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Во время предстартовой подготовки ракеты космического назначения (РКН), заправленной криогенными компонентами топлива, у наружных поверхностей топливных баков, за счет теплообмена с окружающей средой, образуются охлажденные потоки воздуха, стекающие вследствие повышенной плотности в направлении несущих стартовых конструкций, что может быть причиной их существенного охлаждения и разрушения при включении двигателей за счет снижения ударной вязкости материалов несущих конструкций.

Для обоснования температурных условий функционирования несущих конструкций стартового комплекса, в условиях низкотемпературного воздействия со стороны РКН, в работе подробно исследуются и анализируются модели процессов образования охлажденного потока воздуха у поверхностей баков ракет-носителей сверхтяжелого класса, заправленных криогенными компонентами топлива, что особенно актуально, так как в недалеком будущем, на космодроме «Восточный», будут построены объекты наземной инфраструктуры для РКН «Ангара», также предполагается создание наземных комплексов для семейства РКН сверхтяжелого класса и многоразовой ракетно-транспортной системы, у которых ракетные блоки могут быть оснащены двигательными установками, функционирующими на новом ракетном горючем – сжиженном природном газе в паре с окислителем - жидким кислородом.

Секция 12

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ РАСЧЁТА СИСТЕМ ПРОТИВОУДАРНОЙ ЗАЩИТЫ ПОДВИЖНЫХ АГРЕГАТОВ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

С.В. Рулёв, В.А. Тихомиров **vatih@mail.ru**

ВА РВСН им. Петра Великого, г. Балашиха

В работе предложена методика расчёта существующих пассивных и перспективных активных систем противоударной защиты агрегатов ракетных комплексов (РК) при их движении.

В результате проведённого анализа систем противоударной защиты подвижных РК с оценкой эффективности их использования, сделан вывод о целесообразности повышения защищённости агрегатов подвижных РК на базе управляемых магнитожидкостных ударопоглощающих модулей.

Проведены экспериментальные исследования макетов (образцов) пассивных (пластических) и активных (управляемых) магнитожидкостных систем ударозащиты.

Полученные результаты экспериментальных исследований позволяют с точностью до 15 % судить о достоверности предложенной методики расчёта систем противоударной защиты подвижных агрегатов РК. Определены направления их дальнейшего совершенствования.

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ МАГНИТОЖИДКОСТНОЙ РОБОТОТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ВОССТАНОВЛЕНИЯ СТАРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ

А.В. Чемусов, Д.П. Барышов, А.Г. Архангелов
grom916@rambler.ru, andrey_taviak@mail.ru

ВА РВСН им. Петра Великого, г. Балашиха

Актуальность проблемы роботизации процессов восстановления пусковых установок (ПУ) и командных пунктов (КП) ракетных комплексов (РК) обусловлена наличием в их составе высокоэнергетических средств: ракеты, боевые блоки, системы энергоснабжения, химические источники тока, баллоны сжатого воздуха высокого давления и другие средства, при эксплуатации которых в мирное и военное время не исключается возможность возникновения отказов и аварий систем и приборов ракетного вооружения (РВО). Оперативное восстановление готовности ПУ и КП к боевому применению в экстремальных условиях (загазованность, задымленность, высокая температура, радиоактивное загрязнение, взрыво-пожароопасность и др.) ограничено действием фактором, вредных для здоровья и безопасности личного состава, привлекаемого к проведению ремонтно-восстановительных работ. Кроме того, ведение боевых действий с применением высокоточного оружия из-за уязвимости и отдаленности баз обслуживания, снижается живучесть ПУ и КП и эффективность применения в ответно-встречном и ответном ударе рассматриваются в статье магнитожидкостные быстродействующие робототехнические системы на базе нового материала магнитной жидкости (МЖ), отличающейся повышенной радиационной стойкостью с возможностью осуществления непосредственной стыковки электрических каналов системы управления роботов с гидравлическими каналами манипуляторов путем прямого взаимодействия управляющего магнитного поля с потоком МЖ в дроссельном канале управления. Поток МЖ намагничивается практически мгновенно ($t=0,005...0,01$ сек.),

при этом «эффективная» вязкость МЖ изменяется в десятки и более раз, вплоть до затвердевания, что позволяет создавать быстродействующие, надежные, устойчивые к экстремальным условиям эксплуатации, многофункциональные робототехнические системы восстановления РВО с большим числом каналов и ЭВМ в контуре управления.

НАПРАВЛЕНИЯ ПОВЫШЕНИЯ ЗАЩИЩЕННОСТИ ОБЪЕКТОВ ШАХТНЫХ ПУСКОВЫХ УСТАНОВОК И КОМАНДНЫХ ПУНКТОВ

А.В. Чемусов, С.В. Рулев, А.Г. Архангелов
grom916@rambler.ru, andrey_taviak@mail.ru

ВА РВСН им. Петра Великого, г. Балашиха

Повышение точности стрельбы и мощности боевых блоков средств нападения вероятного противника вызывает необходимость обеспечения требуемого уровня защищенности ракет технологического оборудования и технических систем (ТО и ТС) пусковых установок (ПУ), личного состава дежурных боевых расчетов (ДБР) командного пункта (КП), размещаемых в шахтных сооружениях (ШС).

Строительство высокопрочных и более жестких конструкций ШС, глубокая посадка в грунт позволяет обеспечить их нормальное функционирование. Однако полностью решить проблему защищенности таким путем не удастся, особенно в случае попадания защищаемого объекта в ближнюю зону наземного или заглубленного взрыва ядерного или высокоточного оружия. В этом случае ШС подвергается ударному нагружению, а его внутренние объемы – виброакустическому воздействию в широком диапазоне амплитудно-частотного спектра.

Следствием воздействия этих перегрузок является: разрушение приборов, увеличение погрешности прецизионной аппаратуры, снижение ее надежности, а при воздействии на организм человека – возникают изменения как физиологического, так и функционального состояния.

Ударные и виброакустические нагрузки носят знакопеременный характер и действуют в течение короткого времени (0,005...0,01) секунды. Существующие пассивные средства виброударозащиты прецизионного оборудования ракет и ПУ, а также личного состава ДБР КП имеют низкое быстродействие и малую эффективность.

Предлагается для повышения защищенности ТО и ТС ПУ, а также снижения перегрузок, действующих на кресла операторов ДБР КП использовать перспективные управляемые магнитожидкостные системы виброударозащиты.

О ВОЗМОЖНОСТИ ОПТИМИЗАЦИИ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ НА ПЭВМ.

А.М. Мурзин, А.В. Панфилов, Ю.Л. Сюськина
panfilovav@susu.ru

ЮУрГУ, г. Челябинск

В робототехнике разработана методика вывода систем дифференциальных уравнений (ДУ) движения манипулятора, как системы упруго связанных твердых тел, с использованием расширенных матриц кинематических пар. Эта методика позволяет легко менять структуру системы, имеющей вид дерева.

Секция 12

На основе этой методики разработаны алгоритм и программы параметрической оптимизации пространственных конструкций с различным количеством степеней свободы: программа для системы с тремя степенями свободы, затем на ее основе для пяти, семи и т.д. степеней свободы. Для их реализации используется алгоритмический язык пакета MATLAB, который позволяет записать операторы, реализующие сложные аналитические выражения произведения матриц, с минимальными изменениями по сравнению с аналитическими выражениями.

При математическом моделировании определено время однократного интегрирования систем ДУ с различным количеством степеней свободы, а также время оптимизационных процессов этих систем с различным количеством случайных точек входа вектора управляемых параметров. Проведенные вычисления позволяют предсказать необходимое время оптимизации конструкции с различным количеством степеней свободы.

Длительность процесса оптимизации конструкций уменьшается при использовании процедуры распараллеливания вычислений в пакете MATLAB. Проведен сравнительный анализ значений обобщенного критерия при последовательных и параллельных вычислениях. Получено полное совпадение по величине критерия в нескольких точках локальных минимумов обобщенного критерия при различных точках входа и разном количестве степеней свободы механической системы. При использовании ПЭВМ с четырех ядерным процессором Intel(R) Core i7 950 время вычислений уменьшается в 3–3,15 раза при распараллеливании процесса вычислений.

Проведенные вычисления позволяют сделать вывод о возможности использования ПЭВМ с многоядерными процессорами при оптимизации сложных пространственных конструкций.

ПОВЫШЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ СВОЙСТВ ВИХРЕВОЙ ТРУБЫ

В.И. Кузнецов, В.В. Макаров, А.Ю. Шандер
vik.kuznetsov@yandex.ru, makarov@omgtu.ru, las-gim-you-a@mail.ru

ОмГТУ, г. Омск

Вихревые трубы получили распространение не только во многих отраслях промышленности, но и в наземном оборудовании ракетных комплексов. Как известно, для опрессовки и испытания пневматических элементов летательных аппаратов и спутников необходимо использовать воздух или другие газы.

Для совершенствования конструкции вихревых труб необходимо провести теоретические обоснования с целью обеспечения сохранения заданных показателей эффективности, значений эксплуатационных характеристик наземных комплексов летательных аппаратов.

Таким образом, работы по определению оптимальных размеров вихревых труб, созданию математических моделей и методик расчета актуальны и имеют большое народнохозяйственное значение.

Целью настоящей работы является проектирование, расчёт, улучшение эксплуатационных и технико-экономических показателей вихревой трубы.

В работе использован комплексный подход исследований, сочетающий современные методы экспериментального и расчетно-теоретического исследования вихревой трубы.

В результате проведенных исследований составлена математическая модель, разработана методика расчета оптимальных параметров вихревой трубы, разработан

метод расчета и моделирования гидродинамических процессов в вихревых трубах, использующихся в наземных комплексах летательных аппаратов.

ПОДХОДЫ К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ПЕРЕЧНЯ УСТАРЕВАЮЩИХ ПОКУПНЫХ КОМПЛЕКТУЮЩИХ ИЗДЕЛИЙ И СРОКОВ ИХ ДОСТУПНОСТИ

**А.Н. Богдан
А.С. Кокарев**

**bogdan_1977@mail.ru
askokarev@gmail.com**

ВКА имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

В настоящее время, для производства финального изделия используются десятки покупных комплектующих изделий (ПКИ), включая современные и надежные комплектующие иностранного производства, аналогов которых в России не производится. ПКИ это изделие, не изготавливаемое на данном предприятии, а получаемое (приобретаемое) им и используемое в производимом изделии в готовом виде как его составная часть (СЧ). ПКИ по признаку доступности делятся на устаревающие и не устаревающие. Устаревающие ПКИ характеризуются снижающейся со временем степенью их доступности. Действующие методики оценки и расчета запасов в комплексах ЗИП рассматривают в качестве источника пополнения неотказывающий источник пополнения. Данное ограничение не учитывает доступность устаревающих ПКИ, что приведет к дополнительным материальным затратам для обеспечения требуемого коэффициента готовности изделия в процессе его длительной эксплуатации.

К настоящему времени Министерством обороны Российской Федерации проведен комплекс мероприятий по обоснованию перспективного облика ВС РФ и их системы вооружения в рамках разработки основных направлений развития ВВСТ на период до 2030 года. Одним из направлений развития ВС РФ определено обеспечение примененных сил и средств по критерию рационального использования выделяемых ресурсов.

Применение данного подхода позволит учесть снижающуюся со временем доступность устаревающих ПКИ, входящих в состав финального изделия и обеспечить его требуемый коэффициент готовности путем своевременного накопления устаревающих ПКИ на оставшийся срок службы. Кроме того, даст возможность оптимизировать стоимость жизненного цикла изделия в процессе его длительной эксплуатации.

АНАЛИЗ ПРОБЛЕМНЫХ АСПЕКТОВ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАПАСАМИ СПЕЦИАЛЬНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

**Кокарев А.С., Пачин А.В.
askokarev@gmail.com, pachin.av@gmail.com**

ВКА имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Выполнение поставленных перед Космическими войсками задач требует своевременного и точного выполнения всех мероприятий по применению и поддержанию в готовности к применению находящихся на вооружении специальных технических комплексов (СТК). Большинство из них являются сложными техническими системами, включающими в себя большое количество разнообразных элементов. Абсолютная безотказность такого вооружения невозможна, возникновение неисправностей на нем является объективной закономерностью.

Секция 12

Восстановление их работоспособности осуществляется путем замены отказавших типовых элементов замены (ТЭЗ) на исправные из состава комплекта ЗИП. При этом задача своевременного восполнения расхода запасных частей возлагается на соответствующие системы обеспечения запасами (СОЗ).

Анализ статистических данных показывает, что наиболее существенным фактором, влияющим на показатели результативности применения СТК, может быть продолжительность удовлетворения заявки на ремонт ТЭЗ. При этом в существующих СОЗ наблюдается негативная тенденция роста времени выполнения заявки.

В этой связи возникает проблемная ситуация заключающаяся, с одной стороны, в необходимости обеспечения требуемых показателей результативности применения СТК, а с другой – в неспособности СОЗ своевременно обеспечить необходимое количество ТЭЗ ввиду длительных сроков выполнения заявок, что может привести к срыву выполнения задачи.

С учетом недостатков существующего научно-методического аппарата может быть сформулирована научная задача обоснования требований к системе обеспечения запасами СТК, обеспечивающей требуемые показатели их результативности с минимальными ресурсными затратами.

ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПРЕЦИЗИОННЫХ ПРИБОРОВ ПУСКОВЫХ УСТАНОВОК

А.В. Чемусов, С.В. Рулев, Д.В. Аркадьев, В.С. Ситников
Arkadev.denis@yandex.ru

ВА РВСН им. Петра Великого, г. Балашиха

Исследования и опыт эксплуатации прецизионных приборов пусковых установок (ПУ) показывают, что точность и быстродействие функционирования приборов оказывают значимое влияние на боевую эффективность ракетных комплексов (РК). Точность работы приборов ПУ зависит от различных факторов, определяемых техническим рассеянием. Это рассеяние вызвано инструментальными и методическими погрешностями.

Пути повышения точности прецизионных приборов является снижение инструментальных и методических погрешностей. Кроме того, эффективность функционирования приборов ПУ связана с их быстродействием в условиях механического воздействия поражающих факторов современного оружия вероятного противника.

Предлагается существенно уменьшить влияние механических факторов при помощи управляемых, быстродействующих, магнитожидкостных систем виброзащиты, при этом снизятся инструментальные погрешности, повысится эффективность функционирования прецизионных приборов ПУ и в целом боевая эффективность РК.

АНАЛИЗ ВАРИАНТОВ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ ПОДЪЕМА ПЕРСПЕКТИВНЫХ РКН ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ОПЕРАЦИИ УСТАНОВКИ НА СТАРТОВОЕ УСТРОЙСТВО

Д.В. Куликов,
Филиал ФГУП ЦЭНКИ – НИИСК им. В.П. Бармина, г. Москва
М.И. Ельцов, В.В. Чугунков
МГТУ им. Н. Э. Баумана
kafsm8@bmstu.ru

Одной из задач, решаемых при создании ракетно-космических комплексов, является обеспечение подъема стартовым оборудованием ракет-носителей с переводом из горизонтального положения в вертикальное при выполнении операции установки на стартовое устройство, которая выполняется стационарными установочными или передвижными транспортно-установочными агрегатами, оборудованными стрелой, гидросистемой и силовыми гидроцилиндрами подъема.

Конструкция оборудования для перевода ракеты в вертикальное положение и установки на стартовое устройство в значительной мере зависит от типа ракетного комплекса и ракеты, а также способа установки ее в положение для пуска. В ракетно-космической технике широкое применение нашли установочные агрегаты с подъемной стрелой. Перевод стрелы с размещенной на ней ракетой в вертикальное положение и обратно осуществляется в таких агрегатах гидравлическим механизмом подъема. Его основными элементами являются гидроцилиндры со штоками, осуществляющими возвратно-поступательное движение при подаче в них рабочей жидкости от насосной станции. Преобразование поступательного движения штока гидроцилиндра в угловое перемещение относительно неподвижной оси поворота осуществляется стрелой установочного агрегата.

При значениях суммарной массы стрелы подъема и размещенной на ней ракеты, составляющей для ракетно-космических комплексов тяжелого и сверхтяжелого классов более сотни тонн, с учетом ограничений по величине рабочего давления и размерам силовых гидроцилиндров в гидросистеме подъема требуется создание рациональных систем подъема РКН многоцилиндровым способом с соблюдением требований по допустимым перегрузкам, действующим на конструкции и системы РКН при подъеме.

Рассматриваются результаты анализа вариантов построения системы подъема перспективных РКН для выполнения операции установки ракеты на стартовое устройство на космодроме «Восточный».

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ОХЛАЖДЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА С ПРИМЕНЕНИЕМ ЖИДКОГО АЗОТА

К.И. Денисова, А.В. Золин, К.А. Кузин, В.В. Чугунков
sm8@sm8.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Операция охлаждения компонентов ракетного топлива проводится с целью увеличения плотности топлива перед заправкой РКН, а также при проведении испытаний жидкостных ракетных двигателей и может осуществляться с использованием жидкого азота, который является средой, обладающей высоким потенциалом для выполнения операций охлаждения.

Секция 12

Рассмотрены технологии и результаты моделирования процессов охлаждения компонентов ракетного топлива посредством теплообмена с жидким азотом: при подаче жидкого азота в емкость с ракетным топливом через барботажный аппарат, при теплообмене ракетного топлива с парами кипящего азота в витом теплообменнике, размещенном в емкости с компонентом, а также математические модели охлаждения компонентов ракетного топлива и магистралей наземных топливных систем при движении в них охлажденного топлива позволяющие определять характеристики процессов охлаждения топлива и затрат жидкого азота.

РАЦИОНАЛЬНЫЕ СХЕМЫ НАНЕСЕНИЯ ОПТИЧЕСКИХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ ПОДДЕРЖАНИЯ ЗАДАННОГО ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА ОБОРУДОВАНИЯ, РАЗМЕЩАЕМОГО НА ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ

В.А. Игрицкий, А.Ю. Романяк
kafsm8@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Одним из наиболее существенных вопросов, который будет необходимо решать при создании оборудования для перспективных лунных баз, является поддержание заданных температурных режимов элементов размещаемого на поверхности Луны оборудования. Особенно большие сложности вызывает при этом обеспечение температурных режимов в течение лунного дня, когда оборудование под действием солнечного излучения, а также излучения нагретого солнцем лунного грунта, может нагреваться до температур, существенно превышающих допустимые, например, для работы электроники.

В то же время, наличие в основном только лучистого теплообмена между конструкциями и окружающей средой позволяет с помощью рационального применения оптических покрытий и систем экранов существенно улучшить условия работы оборудования и, в части случаев, избежать применения активных систем термостатирования.

В докладе анализируется эффективность применения отражающих, поглощающих и основных видов селективных покрытий в зависимости от ориентации поверхности оборудования по отношению к поверхности Луны в дневное время и от температуры рассматриваемой поверхности оборудования. При этом анализ проводился как для максимального возможного охлаждения, так и для максимально возможного нагрева оборудования, где в качестве целевых функций при оптимизации принимается значение максимального или минимального суммарного удельного теплового потока с учетом знака.

По результатам проведенного анализа показано, что, в зависимости, прежде всего от температуры наружной поверхности оборудования, рациональная схема нанесения оптических покрытий может существенно изменяться. Например, для наиболее практически важного случая горизонтально расположенного цилиндрического корпуса при требовании его максимального охлаждения в большинстве случаев рациональным является нанесение оптических покрытий двух различных типов. Для низких температур поверхности оборудования в этом случае до примерно 100 К рациональным применением является зеркальное покрытие, от 100 К до примерно 350 К наиболее рациональным будет использование зеркального покрытия с белой полосой той или иной ширины в верхней части корпуса, для температур около 400 К – только белого покрытия, для более высоких температур до 500 К – сочетания белого корпуса с черной по-

Секция 12

лосой на боковых поверхностях, от 500 К до 800К – черного корпуса с белой полосой сверху и свыше 800 К – чисто черного покрытия.

Секция 13



БАЛЛИСТИКА, АЭРОДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЁТАМИ

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ТЕХНОЛОГИИ УПРАВЛЕНИЯ ПИЛОТИРУЕМЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЁТАМИ

В.А. Соловьёв
В.Е. Любинский
Н.В. Лебедева

vladimir.Soloviev@rsce.ru
valery.Lubinsky@rsce.ru
trigonella@mail.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

Существующая отечественная технология управления пилотируемыми космическими полётами впитала в себя более чем полувековой опыт, приобретенный в ходе выполнения целого ряда программ, и обеспечивает в настоящее время эффективную эксплуатацию орбитальных кораблей и станций, являющихся весьма сложными объектами управления и выполняющих полёты, насыщенные разнообразными операциями высокой сложности. Она непрерывно совершенствовалась в соответствии с реальным развитием технических и программных средств управления и с существующими требованиями к обеспечению безопасности космонавтов, жизнеспособности кораблей и станций, надёжности и качеству выполнения задач их полёта. Логика её дальнейшего развития определяется как необходимостью устранения или компенсации имеющихся недостатков, вызванных рядом объективных причин, так и требованиями, предъявляемыми со стороны перспективных космических программ, которые предусматривают пилотируемые полёты в околоземном и окололунном пространстве, а также в пределах солнечной системы к её планетам, их спутникам и к астероидам.

В докладе освещаются направления развития технологии управления пилотируемыми полётами, обсуждаются общие проблемы, требующие решения для выполнения ставящихся при этом задач. В число основных проблем входят, например, максимально возможное повышение качества и оперативности выполнения основных компонент процесса управления в различных условиях, а также обеспечение полноценного автономного управления полётом (при отсутствии связи пилотируемого космического аппарата с наземным комплексом управления). Предлагаются основы методологии реализации ряда рассматриваемых направлений.

УПРАВЛЯЕМОЕ СВЕДЕНИЕ С ОРБИТЫ МКС: ПРОБЛЕМЫ И РЕШЕНИЯ

Р.Ф. Муртазин
А.Г. Овчинников, К.Ю. Григорьев

rafail.murtazin@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

В 2011 году космическими агентствами НАСА и Роскосмос была создана двухсторонняя группа, целью работы которой была разработка стратегии безопасного сведения с орбиты самого крупного искусственного космического объекта массой более чем 400 тонн. В настоящее время международным сообществом стран-участниц программы МКС предполагается, что полёт международной станции продлится как минимум

до 2024 года. По завершению этого срока МКС должна быть сведена с орбиты и захоронена в не населенном безопасном районе, которым в настоящее время предполагается Южная акватория Тихого Океана. В истории космонавтики были различные примеры сведения орбитальной станции. Наиболее близким по времени является свод с орбиты Российской станции «Мир» в 2001, имевшей на момент схода с орбиты массу более чем в 130 тонн. Итогом работы группы стала разработка сценариев свода с орбиты МКС с учётом ограничений. Так, основным средством для выполнения спусковых операций является двигательная установка грузового корабля «Прогресс», а в качестве резерва двигательная установка российского модуля «Звезда». Несмотря на надёжность грузовых кораблей «Прогресс» при проведении практически всех динамических операций на МКС, для решения сложной и неординарной задачи сведения МКС с орбиты эти корабли имеют неоптимальную тяговооружённость. В статье рассматриваются штатный и нештатный сценарии управляемого сведения МКС с орбиты, приведены количественные оценки для каждой схемы с точки зрения потребных затрат топлива и размеров области падения уцелевших обломков. Сравняются предложенные сценарии со схемами, использованными при сведении с орбиты других орбитальных станций.

НАПРАВЛЕНИЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛИЗАЦИИ ОПЕРАЦИЙ КОНТРОЛЯ ПРИМЕНИМЫХ ДЛЯ ОПЕРАТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ КА

С.В. Соловьёв

sergey.soloviev@scsc.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

К числу основных особенностей современных космических аппаратов (КА) можно отнести большую длительность орбитального полета и весьма сложное устройство КА с большим числом систем, приборов и агрегатов. Существенным обстоятельством, также является увеличение функциональных возможностей КА, что приводит к росту числа выполняемых полетных операций или количества различных режимов работы бортовых систем КА. С точки зрения управления полетом КА, перечисленные особенности приводят к усложнению операций и технологий, применяемых для осуществления контроля за выполнением полетных операций и состоянием КА и его бортовых систем. Помимо этого следует отметить увеличение трудоемкости данных работ и необходимости привлечения высококвалифицированных специалистов для осуществления контроля в процессе оперативного управления полетом.

Существующая человеко-машинная система контроля КА, включающая в себя многочисленный набор специализированного программного обеспечения, которые обеспечивают специалиста всеми данными, необходимыми ему для выполнения функций контроля, в настоящее время постоянно совершенствуется и развивается. Рассмотрение предметной области и современных математических подходов, показало что альтернативным путем развития и модернизации технологии контроля является создание систем анализа информации, основанных на современных технологиях обработки данных и использующих методы искусственного интеллекта.

В статье представлены основные направления интеллектуализации операций контроля основанные на применении современного математического аппарата. В настоящее время подобные практики является редко применяемыми при решении задач обработки информации в технических системах.

Основной упор в рассматриваемых направлениях сделан на применении для задач контроля при управлении полетом КА, методов анализа свободных от алгоритмов, которые определяются устройством или режимом работы КА.

Секция 13

СТРАТЕГИЯ УПРАВЛЕНИЯ МНОГОРАЗОВЫМ ТРАНСПОРТНЫМ КОРАБЛЁМ НА ЭТАПЕ АЭРОТОРМОЖЕНИЯ ПРИ ВОЗВРАЩЕНИИ ОТ ЛУНЫ

В.В. Медведевских
Р.Ф. Муртазин

slavacraftt96@gmail.com
rafail.murtazin@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

В настоящее время рассматривается задача обеспечения пилотируемых полетов за пределы околоземного пространства для исследования Луны. Одним из вариантов решения этого вопроса является использование транспортной космической системы (ТКС) «Рывок», связывающей между собой объекты околоземной и окололунной инфраструктур и предполагающей выполнение сближения с околоземной орбитальной станцией (ООС) после аэродинамического торможения при возвращении от Луны.

Детерминированная задача сближения многоразового транспортного корабля (МТК) с ООС решается путём выбора момента исполнения импульса отлёта от Луны и выбором глубины «погружения» в атмосферу при реализации метода «тормозных эллипсов».

Вследствие вариации параметров атмосферы на участках аэродинамического торможения реализуемая конечная орбита может существенно отличаться (до нескольких тысяч километров в апогее) от орбиты ООС.

В данной работе рассмотрен способ управления МТК, позволяющий на основе информации о «потерянной» скорости варьировать угол атаки корабля при прохождении плотных слоёв атмосферы, а также приведен качественный и количественный анализ предложенной стратегии.

DEEP SPACE GATEWAY: THE FUTURE PLATFORM FOR SPACE EXPLORATION

Vsevolod V. Koryanov¹
Victoria Da-Poian²

vkoryanov@bmstu.ru
da-poian.victoria@hotmail.com

¹Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University,

²ISAE-Supaero and Bauman Moscow State Technical University, master student

As technologies and innovations are considerably evolving since the last years, ambitions for space exploration are also becoming bigger. The future step in the space exploration are missions to the Moon or to Mars, astronauts and engineers have to be ready for it. In the context of space exploration, space agencies and companies are currently working on a project of a future spacecraft and scientific laboratory: the Deep Space Gateway.

The space exploration has become a reality for several decades and is now looking forward extra-terrestrial colonization. Our closer neighbours, the Moon and Mars are at the centre of attention. The European Space Agency (ESA) is developing its “Moon village” concept that aims to establish the first manned base on the Moon. Moreover, the private sector also wishes to take part into space exploration: Elon Musk, SpaceX founder and CEO, wants to send humans on Mars by 2024. These projects reflect the new approach of space exploration activities.

The Deep Space Gateway (DSG) will be a strategic crewed platform in deep space from which human will explore the Solar System. One of the main goal of the DSG will be to face all the challenges of long-duration human missions in the harsh environment of Deep Space. This project involves the International Space Station partners: NASA, ESA, Roscosmos, JAXA and CSA.

According to the time schedule, the assembly and operation of the Deep Space Gateway in the vicinity of the Moon will start in the 2020s. The platform will be able to move to other orbits and will enable the most distant human space missions ever attempted. So far, plans are at an early stage of definition. The project is intended to develop a platform with a power and propulsion system, a small habitat for the crew, a docking capability, airlocks, and logistics modules.

The lunar vicinity is an effective and strategic location in from which to travel to other destinations in the Solar System. The platform will enable human and robotic missions on the lunar surface with the ability to return to Earth. In the context of DSG project, astronauts will prepare for missions to deep space and will perform experiments, control vehicles on the Moon from their platform, collect Lunar surface samples and test new technologies.

The main goal of this new project is to pave the way for the future of space exploration missions.

THE MOON VILLAGE: A NEW PROJECT AND A NEW VISION FOR GLOBAL COOPERATION

Vsevolod V. Koryanov¹
Victoria Da-Poian²

vkoryanov@bmstu.ru
da-poian.victoria@hotmail.com

¹Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University,

²ISAE-Supaero and Bauman Moscow State Technical University, master student

Jan Woerner, ESA Director General:

«Moon Village is not a single project, nor a fixed plan with a defined time table. It's a vision for an open architecture and an international community initiative.»

Since the last decades, the space technologies, innovations and the exploration of space have been constantly evolving. A very good example of international cooperation is the International Space Station which has never been affected by any crises occurring on Earth. The ESA's general director, Jan Woerner, announced few years earlier his wish to build a «Moon village» for the next step of space exploration.

As the Moon is truly fascinating, Europeans are not the only ones focusing on its exploration and exploitation. China is preparing a lunar sample return mission, Russia is developing a lunar lander with ESA, and NASA capsule «Orion» should soon fly around the Moon. In the same spirit, NASA and ESA are developing a project to build the first lunar space station called «the Deep Space Gateway». In 2017, Roscosmos, the Russian space agency, and NASA signed a cooperation agreement to work on this station.

The Moon Village concept is neither a project nor a programme. In this context, the word «village» does not mean a development of houses, shops, but rather the community where groups or nations will join in order to share ideas and capabilities for the same purpose.

This Moon Village project is not only focusing on scientific and technological activities, but also activities based on exploiting resources or tourism.

Секция 13

The astronaut Andreas Mogensen explains: «A huge new cycle of technological development has to be made : from the design of the rockets that will bring us to the Moon, to the lunar bases where we will live, we are developing all this technological program !»

Future space missions will require to develop and test methods based on new technologies and that which enable long-duration manned missions farther into the Solar system. For instance the use of local resources, the challenges of power supply and life resources system have to be developed. The Moon village concept will not only focus on the development of these future technologies but will also be the springboard for farther missions (such as Mars).

For instance one of the main focus for space exploration mission, is the In-Situ Research Utilization (ISRU). It aims at using the lunar materials to answer various needs. One of the main threat to any lunar base is its exposure to harsh environment (solar and cosmic radiation, micrometeorites and extreme temperatures). A very innovative idea is to use the lunar ground itself to build the base. At Koln (Germany), in SpaceShip EAC team, lead by an ESA Irish researcher, Aidan Cowley, many innovative projects are developed. A fundamental project is about the specifications of the lunar ground that could be used to build protective domes, or used as 3D-printer material. Another essential subject is focusing on future rovers that could build this lunar dome before the astronauts land on the Moon.

This innovative concept is fascinating and inspiring. Renewed interest in exploration and space fields are now being studied and will also benefit Earth's humanity. Missions to the Earth's Little sister reserve many challenges and will be the core of experimentation for future manned missions.

REVIEW OF SPACE SERVICING MAIN PROJECTS: A NEW CHAPTER IN SPACE TECHNOLOGIES

Victoria Da-Poian¹
Vsevolod V. Koryanov²

da-poian.victoria@hotmail.com
vkoryanov@bmstu.ru

¹ISAE-Supaero and Bauman Moscow State Technical University, master student

²Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University,

Many space missions have been failures because of technical problems. When satellites run out of fuel or do not manage to deploy their solar panels, missions fail and milliards of dollar are lost. What about a reliable way to physically fix and re-fuel satellites in orbit ? Development of autonomous techniques for on-orbit satellite servicing will revolutionize space sector.

Could you imagine satellites that could demonstrate on orbit various tasks such as :

- Autonomous guidance, navigation and control system
- Autonomous rendezvous, docking and undocking operations
- Fluid transfers between the servicing satellite and the « client »
- Component transfer such as battery or payloads software (computers)

During such missions, it would be possible to replace objects and improve the mission objectives. Orbit Replaceable Unit (ORU) are object that are replaceable on-orbit, such as science instrument, subsystem component, heat shield, battery. Missions life duration will be increased not only thanks to transfers of batteries improving spacecrafts' autonomy, but also thanks to computers transfers that will improve missions' efficiency.

One main project developing this concept in the beginning of the 21st century was named « Orbital Express » managed by the United Space Defense Advanced Research Projects Agency (DARPA) and led by NASA's Marshall Space Flight Centre (MSFC) engineers. This project aimed at developing « a safe and cost-effective approach to demonstrate autonomous spacecraft refueling and servicing techniques ». This project was composed of two satellites that circled the Earth from the 8th of March 2007 during three months and practiced docking and undocking operations, on-orbit refueling and satellites repair proceedings:

The ASTRO (Autonomous Space Transport Robotic Operations), was the servicing vehicle (952 kilograms satellite, measuring about 1,8 meters tall and wide). It was designed by Boeing Integrated Defense Systems equipped with a robotic arm

The NextSat (Next Generation Satellite) considered as the client of the ASTRO (226 kilograms, about one meter wide, designed with in-flight refueling and servicing systems) was developed by Ball Aerospace & Technologies Corp.

More recently, in 2016, NASA announced a new project of repairing satellites: Restore-L project. This new satellite aims at circling the globe repairing broken space robots and cleaning up "space garbage". Restore-L project could also offer the solution for the challenges of space debris by capturing and de-orbiting « dead » satellites. This satellite is being developed by a company called Space Systems Loral in Palo Alto (California) and will pave the way for orbital refueling stations and repairing. Moreover

Satellite-servicing technologies are on-orbit solutions for autonomous, satellite rendezvous and refueling in order to extend satellites' life. Servicing technologies will be fully part of future scientific expeditions and solar-system exploration.

МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕНДЕНЦИЙ ИЗМЕНЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

С.В. Соловьёв
Н.В. Лебедева

sergey.soloviev@scsc.ru
trigonella@mail.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

Процесс управления полётом космического аппарата (КА) имеет структуру, состоящую из ряда компонент, включая:

- планирование полёта;
- выполнения разработанного плана путём формирования и выдачи на КА команд и необходимой программной информации.
- контроль выполнения разработанного плана и оценка состояния и функционирования КА в целом и его бортовых систем (БС);
- принятие и реализация решений по результатам оценки состояния и функционирования КА.

Выполнение контроля состояния КА по времени подразделяется на два типа:

- оперативный контроль состояния КА во время сеанса связи;
- послесеансный контроль с углублённым анализом состояния КА.

Для полноты информационной модели, которая формируется эвристически каждым специалистом группы контроля индивидуально и позволяет ему выявлять аномалии в состоянии КА, предлагается рассмотреть внедрение в оперативный контроль данных анализа каждого параметра на предмет тенденций их изменения. Наиболее подходящим типом параметров, с точки зрения описания физических процессов происходящих в наблюдаемых БС КА, следует считать аналоговые параметры, формируемые телеметрическими датчиками.

Секция 13

Тенденции к выходу за пределы ожидаемых или допустимых диапазонов значений контролируемых параметров по времени, затрачиваемому на их выявление, предлагается подразделять на два типа: быстротечные и затяжные тенденции. К быстротечным предлагается относить тенденции, выявляемые при изменении значений аналоговых параметров за малый промежуток времени (в пределах одного витка или до 90 минут). Изменения значений параметров на промежутке времени от двух витков и более можно отнести к затяжным тенденциям к выходу за пределы ожидаемых или допустимых диапазонов. Такое разделение требует применять различный математический подход к выявлению каждого типа тенденций. Возможность изменения значений параметра как быстро, так и медленно в сторону выхода за пределы ожидаемых или допустимых диапазонов требует проведения параллельных расчётов.

В докладе будут представлены математические подходы, позволяющие выявить тенденции каждого типа и основные алгоритмы интерпретации результатов анализа данных.

КОНЦЕПЦИЯ ОБОБЩЕНИЯ СТРУКТУРНЫХ СВОЙСТВ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ ЗАДАЧ ПРИ НАВИГАЦИОННО-БАЛЛИСТИЧЕСКОМ ОБЕСПЕЧЕНИИ КА

В.В. Бетанов,

vlavab@mail.ru

АО «Российские космические системы»

Структура любой системы определяется как совокупность главных, системообразующих связей и отношений, с одной стороны, или как совокупность типических свойств, с другой стороны. Это означает, что внутренние связи и отношения (такие как отношения адекватности математической модели, наблюдаемости определяемых параметров, качества оценок, связи между моделями динамической и измерительной системами) одновременно могут рассматриваться и как типические, структурные свойства измерительных задач [1,2].

В работе сделана попытка рассмотрения структурных свойств измерительных задач навигационно-баллистического обеспечения (НБО) в объект-системе «задача НБО - инструмент решения (АС НБО)» (ЗИ).

Разработанная профессором А.В. Чечкиным общая теория ультраоператоров [3] в значительной мере удовлетворяет требованиям исследования подобных систем, т.к. в ней определяется и изучается новый вид отображений (ультраотображений с соответствующими ультраоператорами), являющихся обобщением классических понятий.

Применение ультраоператоров и ультрасистем позволяет эффективно описать в том числе обобщенные структурные характеристики измерительных задач, а именно: обобщенную наблюдаемость, обобщенную управляемость, обобщенную идентифицируемость и т.д. на образе объект-системы (а не только в ее математическом проявлении при постановке и решении задачи).

В работе обсуждаются перспективы предлагаемого подхода.

ЛИТЕРАТУРА

1. Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., Звягин Ф.В. Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов. Монография. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014, 518с.
2. Разоренов Г. Н. Введение в теорию оценивания состояния динамических систем по результатам измерений. Учебное пособие. М.: МО СССР, 1981, 272 с.

3. Чечкин А. В. Математическая информатика. М.: Наука, 1991, 416 с.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ФУНКЦИЙ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ В АНАЛИЗЕ ОШИБОК НАВЕДЕНИЯ МЕЖПЛАНЕТНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

С.В. Сухова

s.sukhova90@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Множество различных факторов оказывает влияние на траекторию полета межпланетного космического аппарата: погрешность вектора состояния в начальный момент времени, ошибки определения положения и скорости аппарата, неточность выполнения корректирующих маневров, ошибки определения координат планет и т.д. Вклад каждого из этих факторов в ошибку наведения космического аппарата может быть разным для разных видов межпланетных траекторий.

В докладе рассматривается анализ влияния данных факторов на отклонение фактической траектории межпланетного космического аппарата от расчетной. Анализ ошибок наведения выполняется при помощи метода Монте-Карло и функций чувствительности, связывающих отклонение компонентов вектора состояния от номинального значения с изменениями параметров перелета (исходного вектора состояния, вектора коррекции и т.д.). Алгоритм включает в себя генерацию случайных значений параметров перелета и определение ошибки вектора состояния космического аппарата на момент прибытия к планете-цели.

Данный анализ с использованием функций чувствительности позволяет оценить вклад каждого фактора в отдельности в отклонение траектории межпланетного космического аппарата. Рассмотрев типовые траектории можно оценить целесообразность учета тех или иных факторов в анализе ошибок наведения.

АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИЙ АПСИДАЛЬНЫХ ИМПУЛЬСНЫХ ПЕРЕЛЕТОВ КА С ОПОРНОЙ ОРБИТЫ НА ЦЕЛЕВУЮ

И.С. Григорьев¹, А.И. Проскуряков^{1,2}
iliagri@mail.ru, ap_91@mail.ru

¹МГУ им. М.В. Ломоносова, механико-математический факультет,

²Филиал МГУ имени М.В. Ломоносова в городе Баку

Космический мусор представляет реальную угрозу функционирующим космическим аппаратам (КА). В настоящий момент не существует экономически-приемлемых проектов по очистке околоземного космического пространства. В работе используется идея сокращения будущей замусоренности околоземного пространства за счет сброса отработанных ракетных ступеней в атмосферу Земли.

Рассматривается задача импульсного выведения КА с круговой орбиты искусственного спутника Земли высоты 200 км и заданного наклона на целевую эллиптическую орбиту. Предполагается, что величина характеристической скорости маневра перехода с целевой эллиптической орбиты на геостационарную ограничена заданной величиной. Оптимизируются кеплеровские элементы целевой орбиты. Используется упрощающее предположение апсидальности импульсов: все импульсные воздействия подаются в апогеях и перигеях соответствующих орбит. Предполагается, что КА состо-

Секция 13

ит из двух ступеней, содержащих столько топлива, сколько требуется для совершения маневров. Отработанные ступени за счет дополнительных импульсных воздействий переводятся на орбиты, касающиеся условной границы атмосферы (с перигейным расстоянием 100 км). Расход массы учитывается по формуле Циолковского, сухие массы ступеней считаются пропорциональными массе находящегося в них топлива с заданным коэффициентом пропорциональности. Максимизируется полезная масса на целевой орбите.

Задача решается численно. Требуемые производные вычисляются при помощи специально разработанной технологии численно-аналитического дифференцирования. Строятся гомановские и биэллиптические траектории перелетов. Проводится параметрический анализ построенных траекторий задачи перехода на целевую эллиптическую орбиту и сравнение с полученными ранее результатами перехода на ГСО.

НОВЫЕ МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ АНАЛИЗА ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ В ЗАДАЧАХ КОНТРОЛЯ ПРИ УПРАВЛЕНИИ ПОЛЁТОМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

О.И. Абанин¹
С.В. Соловьёв²

olegaban@mail.ru,
sergey.soloviev@scsc.ru

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана

²РКК «Энергия» им. С.П. Королёва.

В процессе управления контролем полётом космического аппарата (КА) решаются задачи контроля его состояния. Применяемые в настоящее время методы контроля, в основном состоят в сравнении фактических значений контролируемых параметров состояния КА с их нормальными или прогнозируемыми значениями. На основании этого сравнения, оцениваются реакции КА на выданные управляющие воздействия. В случае отклонения контролируемых параметров за допустимые пределы осуществляется дополнительный анализ полученной телеметрической информации (ТМИ) с целью установления причин, вызвавших эти отклонения.

Традиционный анализ состояния КА основан на использовании алгоритмов, которые создают квалифицированные специалисты, ответственные за создание или эксплуатацию данного КА. В результате появляется набор правил, ограничений и граничных условий, которые составляют основу подобных методов анализа и однозначно привязаны к особенностям конструкции и режима функционирования конкретного КА. С целью повышения достоверности алгоритмов, совокупный набор правил возрастает. Это приводит к увеличению объёма и усложнению алгоритма контроля, что является недостатком существующих методов.

В статье рассмотрены новые математические методы анализа, применимые для решения задач контроля при управлении полётом КА. Проведён обзор существующих методов анализа ТМИ, применяемых при управлении полётом отечественных КА в настоящее время. Предложены способы автоматизации процессов контроля на основе специального математического аппарата. Изложены основные принципы использования вейвлет-анализа, направленные на решение задач контроля и прогнозирования состояния КА.

ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ СТУПЕНИ ПОСЛЕ ЕЁ ЗАХВАТА АКТИВНЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

Д.А. Гришко
В.В. Леонов
Е.О. Жеребцова, Л.А. Дерюшева

dim.gr@mail.ru
lv-05@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В докладе содержится предварительный анализ требований, предъявляемых к системе стабилизации космического аппарата (КА), предназначенного для сбора объектов крупногабаритного космического мусора (ККМ). Получена приближённая матрица инерции 2-ой ступени ракеты-носителя «Зенит-2», являющейся в настоящее время самым крупным и массивным объектом ККМ среди ступеней и разгонных блоков, находящихся на низких орбитах. Угловые скорости вращения объектов ККМ вокруг собственных осей оценены с использованием данных фотометрического каталога PPAS. Исследована динамика углового движения системы после захвата ступени активным КА, обладающим различной массой и имеющим габаритные размеры, схожие с космическими кораблями семейства «Союз». Предложена методика определения функции управляющего момента, который должен обеспечить стабилизацию углового движения системы за фиксированное время с соблюдением дополнительных технических ограничений.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках мероприятия 1.2 федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» (Соглашение от 26 сентября 2017 года № 14.574.21.0146, уникальный идентификатор работ RFMEFI57417X0146).

ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ СХЕМЫ ПОСАДКИ ВОЗВРАЩАЕМОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ НА МАССОВО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВУХСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ СРЕДНЕГО КЛАССА

Е.В. Кирилук

elena_vic_l@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время актуальным вопросом проектной баллистики средств выведения (СВ) является рассмотрение возможности создания ракет-носителей (РН) со спасаемыми блоками первой ступени, предполагающими их многократное использование. Основными факторами, обуславливающими процесс развития ракетно-космической техники с применением многократного использования элементов СВ, являются экономические и экологические. При этом экономическая эффективность предлагаемых проектных решений существенно зависит как от системы, так и от схемы спасения элемента конструкции (ступени).

В рамках данной работы был проведён проектно-баллистический анализ различных схем спасения первой ступени гипотетической перспективной двухступенчатой РН среднего класса, оснащенной ракетно-динамической системой спасения:

- с одним посадочным включением двигательной установки первой ступени РН;

Секция 13

- с двумя включениями двигательной установки первой ступени РН (посадочным и предварительным тормозным, выполняемым перед входом в плотные слои атмосферы);
- с тремя включениями двигательной установки первой ступени РН (возвратным, предварительным тормозным и посадочным).

При этом две первые схемы предполагают использование промежуточной точки посадки, расположенной по трассе полета, а третья схема рассматривает возврат ступени в окрестность точки старта.

В качестве аналога была взята РН «Falcon» американской компании «Space-X». По имеющимся в открытом доступе характеристикам РН «Falcon», а также с использованием статистических данных по массовым характеристикам элементов существующих РН согласно известным методикам были приближенно оценены нормированные характеристики конструктивного совершенства данной РН – масштабные коэффициенты для проектного анализа. С их использованием для каждой из рассматриваемых схем спасения первой ступени была проведена оптимизация основных проектных параметров гипотетической РН среднего класса по критерию минимизации отношения суммарной сухой массы конструкции к массе полезного груза (ПГ).

В качестве космодрома запуска проектируемой перспективной РН был выбран космодром «Восточный». В процессе проектно-баллистического анализа были учтены ограничения, налагаемые как на схему выведения ПГ на низкую околоземную орбиту, так и на схему спасения первой ступени, обусловленные географическими особенностями расположения космодрома. Был проведен анализ затрат массы топлива при реализации различных схем спасения, а также при выборе различных точек местоположения посадочного комплекса (площадки) по трассе полёта.

РЕКОНСТРУКЦИЯ ПЕРЕЛЁТНЫХ ОРБИТ ЗЕМЛЯ – МАРС

Н.В. Островский

Onv1@yandex.ru

Ветеран труда

С 1964 г. к Марсу было направлено около 30 космических аппаратов (КА) и 23 из них достигли Красной планеты. Публикации, детально описывающие траектории этих полетов, отсутствуют, но присутствует интерес анализа перелётных орбит состоявшихся полётов.

Ранее автором был опубликован алгоритм нахождения траектории перелёта между двумя эллиптическими орбитами путём построения эллипса по двум заданным радиус-векторам выходящим из одного фокуса [1]. Реализация алгоритма даёт множество эллипсов с определёнными значениями длины большой полуоси и эксцентриситета. Параметром, позволяющим выбрать нужный эллипс, является время движения КА по эллиптической дуге.

Для всех 23 экспедиций были найдены:

- эфемериды Земли на дату старта и Марса на дату прилёта (долготы, широты, радиусы орбит, угловая и радиальная скорости) (по программе Planeph 4.2);
- параметры перелётного эллипса, дающего совпадение времени перелёта с литературными данными (длина большой полуоси, эксцентриситет, углы точек отлёта и прилёта относительно перицентра эллипса);
- параметры движения по эллиптической орбите (длина дуги, угловой момент, полная механическая энергия, время полёта, круговая и радиальная скорости в точках отлёта и прилёта);
- импульсы скоростей разгона и «торможения»;

- расстояние между Марсом и плоскостью эклиптики в точке прилёта и величина импульса скорости, необходимая для изменения плоскости орбиты.
- Проведённое исследование демонстрирует возможности метода проектирования и оптимизации перелётных эллиптических орбит.

Литература

1. Островский Н.В. Алгоритм нахождения траектории перелёта между двумя эллиптическими орбитами. // Инженерный журнал: наука и инновации, 2017, № 6 [электронный ресурс] DOI 10.18698/2308-6033-2017-6.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОПТИМИЗАЦИИ ТРЕХИМПУЛЬСНОГО ПЕРЕХОДА НА ОРБИТУ ИЛС

Е.С. Гордиенко^{1,2}
В.В. Ивашкин^{2,3}

gordienko.evgenyy@gmail.com

¹НПО им. С.А. Лавочкина,

²МГТУ им. Н.Э. Баумана,

³ИПМ им. Келдыша РАН

Исследована задача оптимального трехимпульсного выведения космического аппарата от Земли на высокие круговые ОИСЛ радиусом 4 – 9 км с большими наклонами. Анализ выполнен с учетом возмущений от нецентральной гравитации Луны, гравитационных полей Земли и Солнца, а также конечности тяги двигателя. Разработана методика синтеза оптимальной траектории трехимпульсного перехода на высокие круговые ОИСЛ для случаев импульсной и конечной тяги двигателя (оптимальное решение). Оптимальная траектория определяется варьированием как параметров импульсов, так и точек их приложения. Дано сравнение полного алгоритма оптимизации с двумя упрощенными. В одном делается декомпозиция управления по отдельным импульсам (квазиоптимальное решение). В другом предполагается апсидальное приращение импульсов (апсидальное решение). Показано, что трехимпульсный переход с начальной гиперболы подлета к Луне на конечную высокую орбиту ИСЛ заметно лучше по конечной массе, чем обычное одноимпульсное торможение. Выигрыш трехимпульсного перехода на высокую полярную круговую ОИСЛ радиусом $a_f=6$ тыс. км на интервале с 2016 по 2021 гг над одноимпульсным варьируется по характеристической скорости в диапазоне $\Delta V_f(1-3)$ от ~ 87 до ~ 122 м/с и по конечной массе КА $\Delta m_f(1-3)$ – от ~ 49.8 до ~ 70.1 кг при начальной массе КА ~ 2040 кг, конечной массе одноимпульсного перехода $m_f(1) \sim 1650$ кг, оптимальной суммарной характеристической скорости $\Delta V_f \sim 502 - 582$ м/с. Учет возмущений часто приводит к появлению оптимального максимума селеноцентрического расстояния трехимпульсного перехода, которое при подлете с севера N, меняется от ~ 30 до 55 тыс. км. Также показано, что точки оптимального приложения импульсов не являются апсидальными, а вектор тяги в них отклоняется от вектора текущей скорости. Выбирая дату подлета к Луне и расстояние r_2 , можно вывести КА массой ~ 1700 кг практически для всех значений долготы восходящего узла Ω . Большинство оптимальных траекторий реализуется при подлете с юга S.

Секция 13

УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ СПУТНИКА, ДВИЖУЩЕГОСЯ ПО ПОЛЯРНОЙ ОРБИТЕ, ПРИ ПОМОЩИ МАГНИТНЫХ МОМЕНТОВ

В.М.Морозов
В.И.Каленова

moroz@imec.msu.ru
kalen@imec.msu.ru

НИИ механики МГУ

В последнее время системы магнитной ориентации широко используются в практике космических исследований, особенно для ориентации малых спутников. Большое количество публикаций было посвящено различным аспектам проблем управления и определения ориентации спутников с помощью магнитных катушек и магнитометров. В докладе рассматривается задача стабилизации положения относительного равновесия спутника, центр масс которого движется по круговой полярной орбите. Исследуемая задача описывается нестационарной линейной системой из-за того, что магнитное поле Земли меняется во времени вдоль орбиты. Зависимость коэффициентов от времени вносит существенные трудности как в изучение управляемости, так и в разработку алгоритмов управления. Показано, что в данном случае нестационарная система приводима к стационарной при помощи конструктивного преобразования. Факт приводимости эффективно используется как при анализе управляемости, так и при построении алгоритмов стабилизации. Представлен аналитический подход к изучению этой проблемы, состоящий из следующих этапов [1]: -переход от исходной нестационарной системы к стационарной системе, большей размерности; - анализ управляемости стационарной системы; - построение для стационарной системы оптимального алгоритма управления на основе квадратичного критерия качества на бесконечном интервале времени, которое позволяет получить линейную обратную связь с постоянными коэффициентами; - обратный переход к исходным переменным нестационарной системы, позволяющий решить задачу стабилизации для исходной нестационарной системы.

Построен работоспособный алгоритм стабилизации и проведено математическое моделирование, подтверждающее эффективность предложенной методики.

1. Каленова В.И., Морозов В.М. Линейные нестационарные системы и их приложения к задачам механики. М.: Физматлит. 2010. 208 с.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПЛАНИРОВАНИЯ НАБЛЮДЕНИЙ КАТАЛОГА ОБЪЕКТОВ ПОДВИЖНЫМ НАБЛЮДАТЕЛЕМ С УЧЕТОМ НАКЛАДЫВАЕМЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ

Д.Н. Рулев, Н.Д. Рулев

dmitry.rulev@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

Рассмотрен подход к решению задач оптимального планирования последовательности наблюдения каталога объектов с учетом накладываемых ограничений, основанный на формализации задачи в рамках теории графов и сведении задачи к задаче выбора маршрута. Представлена формализованная постановка и метод решения задачи с учетом наложения ограничений на моменты выполнения наблюдений и требуемые затраты на перемещение наблюдателя. Даны примеры построения оптимальных программ наблюдений для ряда практических задач планирования наблюдений задава-

емого перечня наземных / астрономических объектов с летательного / космического аппарата.

ВОПРОСЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЙ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ РС МКС

Л.А. Савин

leonid.savin@sfoc.ru

РКК «Энергия» им. С. П. Королёва

С момента интеграции Многоцелевого лабораторного модуля в состав МКС, служебные бортовые системы Российского сегмента (РС) дополняются робототехническими средствами. Эти средства представляют собой совершенно новые системы, ранее не эксплуатировавшиеся в составе отечественных пилотируемых космических комплексов. Из проектной и конструкторской документации следует, что робототехнические средства имеют как общие с другими служебными бортовыми системами функциональные черты, так и свои уникальные. Кроме того, основным элементом робототехнических средств является манипулятор ERA – изделие иностранной разработки. Поэтому, при подготовке к лётным испытаниям робототехнических средств, предстоит решить ряд новых технических и организационных задач.

В докладе рассматриваются следующие вопросы. 1. Подготовка наземных программно-аппаратных средств, обеспечивающих лётные испытания робототехники в составе РС МКС. Интеграция иностранных наземных средств в состав программно-аппаратного комплекса ЦУП, доработка и разработка новых собственных средств ЦУП, использование моделирующих средств РКК «Энергия». 2. Организация группы робототехники с учётом специфики контролируемых робототехнических и сопряжённых систем, доступных наземных программно-аппаратных средств, взаимодействия с экипажем МКС, взаимодействия с разработчиками систем, включая иностранных. Интеграция группы в состав Главной оперативной группы управления. 3. Подготовка эксплуатационной документации, включающей должностные инструкции специалистов группы робототехники и инструкции по оценке функционирования робототехнических средств и сопряжённых систем. Комплексное использование российской и иностранной документации в качестве исходных данных для разработки инструкций по оценке функционирования. 4. Изучение опыта канадских, американских и японских коллег в части лётной эксплуатации робототехнических систем. 5. Корректировка действующей международной документации, регламентирующей взаимодействие ЦУП-Пов партнёров по МКС при проведении робототехнических операций на Российском сегменте.

ОЦЕНКА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ И ОБЛАСТЕЙ ДОСТИЖИМОСТИ ПРИ ВЫВЕДЕНИИ ГРУППИРОВКИ МИКРОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОМЕЖУТОЧНОЙ ОРБИТЫ

Д.А. Зельвин

demon9@bk.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время активное развитие в мире получило направление создания и эксплуатации микрокосмических аппаратов (МКА) массой до 100 кг. Существуют проекты

Секция 13

создания на их базе спутниковых систем, имеющих в своем составе более 500 МКА. В связи с этим представляет определенный практический интерес рассмотрение задачи группового выведения МКА, имеющих в своем составе двигательную установку и запас топлива, на некоторую промежуточную орбиту, с которой далее МКА самостоятельно переходят на рабочую орбиту. Такая схема имеет преимущества по сравнению с традиционным способом выведения непосредственно на рабочую орбиту в части увеличения массы полезной нагрузки (ПН) или высоты конечной орбиты при одной и той же массе МКА. Кроме того, при определенных условиях, выбранная промежуточная орбита может являться орбитой дежурства для резервного МКА в той же самой орбитальной плоскости.

В данной работе проведен сравнительный анализ условий эффективности применения указанной схемы выведения в части энергетических характеристик на примере запуска группировки МКА с использованием ракеты-носителя (РН) легкого класса «Союз-2.1в» с блоком выведения «Волга» и без него. Также рассмотрены области достижимости по высоте и наклонению для условий выведения с космодрома «Плесецк» заданной массы ПН с учетом ограничений на азимуты пуска. Указанный сравнительный анализ и полученные в ходе него оценки позволяют определить условия, при которых предлагаемая схема обеспечивает преимущества по сравнению с традиционным способом выведения.

ОБЩЕЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ МАНЁВРАМИ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ВЫСОКИМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ КАЧЕСТВОМ

А.Ю. Мельников

alexey_60_mel@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Разработка математической модели, методики и программы, позволяющей применить принцип максимума в расчете оптимального управления траекториями аэрокосмического летательного аппарата с активными и пассивными участками квазигоризонтального полета, поворота суборбитальной плоскости, выхода и входа в атмосферу, имеющих варианты начала: спуск с орбиты, старт с Земли или отделение от разгонной ступени, и конца: выход на заданную орбиту и спуск в заданную точку Земли.

Критерии оптимальности – минимум расхода топлива, максимум конечной кинетической энергии. Управляющие параметры - углы атаки и крена.

В настоящее время США и Китай активно проектируют аэрокосмические системы.

Определение максимальных возможностей исследуемого аэрокосмического летательного аппарата, учет закономерностей оптимального управления в разработке штатных алгоритмов управления и оценка их качества путём сравнения штатных и эталонных оптимальных траекторий, рассчитанных с идентичными допущениями.

Предложены новые варианты решения актуальных задач, значительно повышающих эффективность применения перспективных и существующих аэрокосмических систем. Разработана математическая модель, позволяющая применить принцип максимума в расчете оптимального управления траекториями аэрокосмического летательного аппарата, выявить физические свойства и понизить размерность сопряженного вектора. Разработана методика решения многомерных краевых задач с немонотонными и разрывными целевыми функциями.

СХЕМЫ ЗАПУСКОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С УЧЕТОМ НОВОЙ ТЕХНОЛОГИИ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ ТРАЕКТОРИЙ ДВИЖЕНИЯ ПЛАНЕТ НА МАРС

П.П. Бохон, Д.Ю. Клементьев, А.А. Поляков
kliemientiev74@mail.ru

Многие развитые страны, такие как Китай, США, Россия и другие, которые имеют опыт работы в космосе, разрабатывали и разрабатывают программы полетов КА на Луну и Марс. В связи с этим перед учеными этих стран возникает ряд задач, которые исходят из требований к полету КА в сторону Луны и Марса. Вот эти требования:

- старт КА от Земли в сторону спутника, планеты со второй космической скоростью Земли;
- движение КА в плоскости орбиты спутника, планеты при его подлете;
- пересечение траекторий движения спутника, планеты и КА в одном направлении под минимальным углом;
- в точке встречи скорость КА должна быть не менее первой космической и не более второй космической скорости спутника, планеты;
- приближение КА к планете должно соответствовать закону приближения КА к спутнику, например Луне, закону движения по синусоиде.

КА, имея собственную скорость 12,5км/с, за 100 дней по прямой переместится на 108 млн. км вперед или назад по направлению движения Солнечной системы. А это намного больше, чем расстояние между Марсом и Землей, когда планеты находятся на одной прямой с Солнцем. Согласно принятой модели мы знаем отношение скоростей планет относительно скорости Солнца. Основной итог нашей работы – это подбор положений планет для старта с оптимальными параметрами полета КА на Марс.

Публикуемая работа является продолжением доклада с ХLI Королевских чтений. В начале работы сделан анализ запуска КА в сторону Марса 14.03.16 года. В докладе описаны схемы с разъяснением, какие скорости Земли и Марса отвечают условиям удачного полета КА.

МЕТОДЫ А.М.ЛЯПУНОВА В ЗАДАЧАХ ДИНАМИКИ СИСТЕМ ГИРОСКОПИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ

Л.К.Кузьмина

Lyudmila.Kuzmina@kpfu.ru

КНИТУ им.А.Н.Туполева – КАИ

Работа связана с различными аспектами динамики авиа-, аэрокосмических систем применительно к специфическим проблемам моделирования, анализа и синтеза для систем стабилизации, ориентации и управления, с гироскопическими управляющими элементами, включая задачи редукции-декомпозиции для сложных навигационных систем. Исследование развивает принцип сведения А.М.Ляпунова, известный в теории устойчивости, для задач динамики таких систем. Нелинейность, высокая размерность, многосвязность исходной постановки обуславливают затруднения в получении точного решения аналитическими и численно-аналитическими методами в задачах проектирования и управления. Это ведет к необходимости декомпозиции и упрощения исходной модели, с последующим переходом к укороченным подсистемам, к упрощенным моделям, с возможностью проектирования на уровне подсистем. Для систем стабилизации и ориентации с гироскопическими управляющими элементами

Секция 13

это приводит к сингулярно возмущенным задачам динамики с различными типами особенностей (с критическими случаями), с нелинейными порождающими системами класса сингулярно возмущенных. Применительно к задачам динамики систем гироскопической стабилизации и ориентации в работе разработан нетрадиционный подход. Обсуждаются новые теоретические и прикладные проблемы, выявленные в процессе исследования. Основные вопросы: - разработка методологии редукции в динамике сложных систем; - развитие методов физической и математической декомпозиции; - обоснование законности укороченных моделей; - определение условий качественной эквивалентности и приемлемости; - оценки приближенных решений в задачах динамики.

В данной работе поставленные задачи решаются методом, основанным на развитии общего классического подхода А.М.Ляпунова и идей Н.Г.Четаева, П.А.Кузьмина, В.В.Румянцева применительно к проблемам, сгенерированным потребностями инженерной практики, с интерпретацией постановок и задач с точки зрения систем класса сингулярно возмущенных. Получены результаты, доведенные до инженерного уровня. Конструктивность разрабатываемой здесь методики проиллюстрирована на конкретных примерах систем гиросtabilизации, с разделением классов малых и больших стабилизируемых объектов (малых спутников, космических станций).

Автор благодарит Российской Фонд Фундаментальных Исследований за поддержку работы(15-08-00393)

SPACE SERVICING: STRATEGY AND LOGISTICS

Vsevolod V. Koryanov¹
Ruslan Sabrekov¹
Victoria Da-Poian²

vkoryanov@bmstu.ru
ruslansabrekv@gmail.com
da-poian.victoria@hotmail.com

¹Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University,

²ISAE-Supaero and Bauman Moscow State Technical University, master student

Many space missions have been failures because of technical problems. When satellites run out of fuel or do not manage to deploy their solar panels, missions fail and millions of dollars are lost. Nowadays, many of the artificial satellites that have been launched into orbit around the Earth are no more operational and greatly increase the "space garbage". What about a reliable way to physically fix and re-fuel satellites in orbit?

Development of autonomous techniques for on-orbit satellite servicing will revolutionize space sector. The maintenance of satellites by the Space Repair Module (SRM) looks attractive to extend the spacecraft's life. Indeed, the satellite operations depend on a large number of critical elements, replacement and repairs will extend the mission's life duration.

Our project aims at developing safe concept to perform autonomous spacecraft servicing techniques (such as repairs and refueling). The main goal would be to replace objects, improve the mission objectives and life duration. Our idea is to design satellites that will circle the globe repairing broken space robots. These satellites will change the way of thinking space missions and satellites design. Indeed, being able to perform repairs and re-fueling will change the conception phase protocol as today's satellites are not designed to be repaired.

Our project focus on two main points:

- the design of both types of satellites: the ones that will need to be repaired or refueled and the ones that will perform these operations.

- the operational strategy to perform these operations efficiently, developing mission objective and the corresponding mathematical and logistical models.

We believe that, for future development of space missions, our project would be extremely valuable for the entire space area and will benefit the long-life satellites and future missions.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ И ЭФФЕКТИВНОСТИ ОРБИТАЛЬНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В.В. Корьянов
А.Г. Топорков
Р.Н. Сабреков

vkoryanov@bmstu.ru
toporkov.90@mail.ru
ruslansabrekv@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время актуальными вопросами в области эксплуатации космических аппаратов (КА) являются: продление срока активного существования, изменение функционального назначения, либо модернизация целевых и служебных бортовых систем в силу их функционального износа, а также вывод КА на орбиты захоронения или сведение с целевой орбиты с последующей утилизацией, дозаправка рабочим телом и др.

Предполагается, что обслуживание на орбите осуществляется с использованием долговременной орбитальной станции (ДОС).

Поскольку под ДОС подразумевается многофункциональная платформа, то, с точки зрения затрат на орбитальное маневрирование, оптимально представление ДОС в виде многофункциональной станции с целевыми модулями, или так называемые маневрирующие транспортные космические аппараты (МТА), которые могут перемещаться по орбите независимо друг от друга.

Общую стратегию решения задачи орбитального обслуживания можно сформулировать следующим образом, заблаговременно до завершения срока активного существования обслуживаемого КА (ОКА), либо по факту его поломки в окрестность ОКА с борта ДОС запускается МТА, и осуществляет сервисное обслуживание. После завершения своих целевых полетных операций МТА переводится либо на орбиту ожидания, либо в окрестность следующего ОКА, вероятность нештатной работы которого наибольшая.

Принимая во внимание, что «насыщенность» космического околоземного пространства ежегодно повышается не только объектами, классифицируемыми как космический мусор, но и активно функционирующими КА, можно выделить три группы обслуживаемых ОКА, которые являются потенциально пригодными для проведения операций орбитального обслуживания. Это аппараты дистанционного зондирования Земли, преимущественно располагающиеся на высотах до 2000 км, это навигационные КА (НКА) типа ГЛОНАСС, GPS, GALILEO, функционирующие на средневысотных орбитах и КА связи и ретрансляции, базирующиеся на геостационарной орбите.

В рамках данной работы рассматриваются все три группы. В частности, штатная орбитальная группировка подразумевает 24 функционирующих НКА ГЛОНАСС, размещённых в трех орбитальных плоскостях (по 8 НКА в каждой плоскости) на круговых орбитах с номинальной высотой 19100 км. Плоскости разнесены друг от друга на 120 градусов по долготе восходящего узла. Концепция обслуживания системы ГЛОНАСС рассматривается в следующей постановке: предполагается, что для обслуживания всей системы «выделена» одна ДОС, от которой осуществляют свои маневры МТА.

При решении задачи сервисного обслуживания в качестве оптимизации были определены критерии: минимальный расход топлива для проведения операций; адекват-

Секция 13

ное время реагирования (сближения МТА с ОКА) и максимальное число потенциально обслуживаемых ОКА.

По результатам проведенного исследования даны рекомендации по рациональному расположению ДОС на орбите для обслуживания системы ГЛОНАСС и КА на ГСО.

Получены затраты характеристической скорости и массы топлива, требуемые для орбитального маневрирования МТА. В рамках решаемой задачи рассматривались двигатели большой ограниченной тяги и двигатели малой тяги.

КОНЦЕПЦИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КА-СБОРЩИКА С ЦЕЛЮ УВОДА ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА НА ОРБИТЫ ЗАХОРОНЕНИЯ

В.В. Корянов
А.Г. Топорков
А.А. Недогарок
А.Ю. Поздняков

vkoryanov@bmstu.ru
toporkov.90@mail.ru
nk260an@gmail.com
anton.pozdnyakov@list.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

С каждым годом концентрация объектов космического мусора (ОКМ) неуклонно растет, что значительно усложняет проведение, как современных, так и перспективных космических миссий с использованием автоматических, и тем более пилотируемых космических аппаратов. К настоящему моменту в околоземном космическом пространстве зарегистрировано свыше пятнадцати тысяч искусственных объектов и фрагментов размером более 5 см. Поэтому вопросы очищения космического пространства от ОКМ различных размеров достаточно актуальны.

В рамках данной работы рассмотрены вопросы увода на орбиты захоронения крупных ОКМ, совершающих неуправляемый полёт на высоких, средних и низких орбитах при помощи КА-сборщика.

Предполагается, что КА-сборщик оснащен всем необходимым (аппаратным обеспечением, алгоритмами и топливом) для выполнения операций обнаружения, автоматического сближения, захвата и увода ОКМ на орбиту захоронения.

Общий набор операций можно сформулировать следующим образом:

1. Операции сближения:

- сближение с ОКМ;
- корректировочные маневры;

2. Операции причаливания:

- заход в эллипс безопасности;
- мониторинг ОКМ;
- подготовка к сближению и захвату.

3. Операции сближения и захвата:

- подлет к ОКМ для захвата;
- подготовка рабочих органов к захвату;
- движение в установленную зону захвата и захват ОКМ.

4. Совместное орбитальное движение КА-сборщика и ОКМ в запланированную точку/зону захоронения.

Основной задачей, стоящей перед КА-сборщиком в ходе реализации программы полета, является захоронение максимально большого количества ОКМ. Как только КА-сборщик выведен на заданную орбиту, возможность его сближения и стыковки с ОКМ находится в прямой зависимости от объема топлива, который будет выделен для работы с конкретным ОКМ. Расход топлива КА-сборщика зависит от скорости (исполь-

зуемого типа двигательной установки), с которой КА движется по орбите, от фазирования и разницы наклона, массы установленного на нём целевого оборудования, а также от количества ОКМ, с которыми предполагается взаимодействовать в рамках программы полета.

Во время орбитального движения на космический аппарат действуют различные возмущающие факторы и в зависимости от орбиты расположения вклад того или иного возмущающего воздействия может существенно отличаться. Поэтому в рамках решаемой задачи реализованы высокоточные алгоритмы моделирования движения КА, которые учитывают следующие возмущающие факторы: гравитационное поле Земли (ПЗ-90 и EGM-2008), гравитационное воздействие Солнца, Луны и планет (DE/LE или EPM), динамическая модель атмосферы (ГОСТ Р 25645.166–2004), прецессия, нутация, движение полюсов, световое давление, альbedo и излучение Земли, твердые земные приливы, океанические приливы, релятивистские возмущения.

В ходе выполнения работы проведена оценка времени баллистического существования ОКМ на круговых и эллиптических орбитах высотой перигея до 2000 км.

Рассчитаны затраты топлива для перевода ОКМ в заданные зоны захоронения.

Проведен анализ динамических условий наблюдения ОКМ с борта КА-сборщика с использованием оптико-электронной аппаратуры.

С учетом полученных результатов сформирован прогнозный облик КА-сборщика.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках мероприятия 1.2 федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы» (Соглашение от 26 сентября 2017 года № 14.574.21.0146, уникальный идентификатор работ RFMEFI57417X0146).

О ВЛИЯНИИ ФИЗИЧЕСКИХ ОГРАНИЧЕНИЙ НА ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЁТА ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

С.В. Пресняков, В.А. Усачев, В.В. Корянов vkoryanov@bmstu.ru
Н.В. Кудрявцева

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены особенности функционирования летательного аппарата, оснащенного гиперзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ГПВРД), с учетом ряда ограничений принципиального характера.

В процессе работы двигателя поставлены ограничения, чтобы давление в камере сгорания не было ниже требуемого для нормального испарения горючего и не превышало предельных значений, при превышении которых возможны эффекты пульсаций горения и взрыва.

В полете летательный аппарат не должен выходить на высоты с малой плотностью воздуха, при которой подъемная сила и количество поступающего в камеру сгорания окислителя будут недостаточны для устойчивого управляемого полета.

Поскольку движение происходит с гиперзвуковыми скоростями, учтен аэродинамический нагрев корпуса.

С учетом перечисленных ограничений для летательного аппарата на примере конструкции, защищенной патентом РФ №2579409, при условии старта из универсальной установки ЗС14 проанализирована полная схема полета и проведён весовой анализ летательного аппарата.

Секция 13

Для синтезированного облика идеального летательного аппарата рассчитана траектория полета на максимальную дальность и представлены выводы о возможных диапазонах применения изделия.

МЕТОД ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЧАСТОТНО-ВРЕМЕННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ

И.В. Чекунов, С.Д. Петров, С.В. Пресняков, В.А. Усачев

¹ФГУП «ЦЭНКИ»

²Санкт-Петербургский государственный университет

³МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены проблемы создания бортового малогабаритного прецизионного аппаратно-программного средства хранения времени и частоты (БХВЧ). Актуальность проблемы обусловлена отсутствием возможностей контроля качества формирования требуемой шкалы времени потребителями синхросигналов при использовании опорных синхросигналов глобальных спутниковых радионавигационных систем (СРНС) и интернет-сетей. Недостаточность уровней сигналов СРНС у поверхности Земли и отсутствие в СРНС ГЛОНАСС средств радиоэлектронной защиты типа «Selective availability» и «Anti-spoofing», которыми оснащена СРНС GPS, обуславливает высокий уровень рисков прерывания частотно-временного обеспечения вследствие естественного и преднамеренного электромагнитного воздействия. Наличие автономного средства хранения шкал времени обеспечивает требуемую надежность обеспечения средств ракетно-космической техники высокостабильным и надежным частотно-временным обеспечением. БХВЧ построен на принципах синтеза рабочей шкалы времени методами мажоритарного группирования индивидуальных шкал времени, данные которых обрабатываются методами нелинейной оптимальной фильтрации и структурного анализа по Колмогорову. Получаемая шкала времени БХВЧ имеет относительную стабильность не хуже 10-12 на суточном интервале времени.

МОДЕЛЬ УГРОЗ ИНФОРМАЦИОННОЙ БЕЗОПАСНОСТИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПОДГОТОВКИ ДАННЫХ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ И МОДЕЛЬ ЗАЩИТЫ

А.Г. Андреев¹

Г.В. Казаков¹

В.В.Корянов²

kgv.64@mail.ru

vkoryanov@bmstu.ru

¹ФГБУ «4 ЦНИИ» Минобороны России

²МГТУ им.Н.Э.Баумана

При рассмотрении информационной безопасности (ИБ) автоматизированной системы подготовки данных (АСПД) управления летательными аппаратами некоторые факторы риска необходимо перевести в сферу угроз ИБ АСПД, в частности, угрозы несанкционированного доступа к информации АСПД. В этом случае можно получить конструктивное их описание, которое позволит определить наиболее эффективный способ реализации механизмов защиты в виде средств защиты в соответствии с требованиями ИБ. С этой целью разработаны модель угроз и связанная с ней модель за-

щиты, а также новый подход, связанный с комплексным описанием как угрозы, так и средств защиты от ее воздействий.

Принципы разработки моделей преднамеренных угроз и защиты позволяют охватывать все основные процедуры реализации угрозы и присущи всем угрозам несанкционированного доступа, независимо от их конкретного вида.

Вербальное описание модели угроз содержит идентификатор угрозы, потенциальные источники, способные реализовать угрозу, объект воздействия угрозы, уязвимости, позволяющие осуществить негативные воздействия на защищаемые активы, способы реализации угрозы для защищаемых активов, нарушаемые характеристики безопасности защищаемых активов и возможные последствия воздействия угрозы.

В статье дано как формальное, так и содержательное представление модели преднамеренной угрозы и модели защиты. Формальное описание модели угроз и защиты основано на использовании плоских графов, для которых определены операции конкатенации и композиции. Содержательное описание модели угрозы-защиты содержит такие важные для ее практического использования элементы, как классификаторы ее элементов, цели воздействия угрозы в виде нарушения основных свойств информационной безопасности: целостности, конфиденциальности и доступности, а также все виды средств защиты и оценочные уровни доверия.

МЕТОД ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЯ НАДЕЖНОСТИ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПОДГОТОВКИ ДАННЫХ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

А.Г. Андреев¹

Г.В. Казаков¹

В.В.Корянов²

kgv.64@mail.ru

vkoryanov@bmstu.ru

¹ФГБУ «4 ЦНИИ» Минобороны России

²МГТУ им.Н.Э.Баумана

Наиболее сложным компонентом автоматизированной системы подготовки данных (АСПД) управления летательными аппаратами является программное обеспечение (ПО). Поэтому наиболее вероятной причиной прерывания процесса подготовки данных является наличие ошибок в ПО, устранение которых может потребовать значительного времени. Заблаговременное устранение допущенных в ПО ошибок представляет собой исключительно важную задачу. Степень устранения имеющихся в ПО ошибок определяется величиной показателя его надежности. Проблема оценки показателя надежности ПО до сих пор является актуальной, поскольку до настоящего времени не существует общепринятой методики оценки этого показателя.

На основании результатов анализа существующих моделей надежности ПО показано, что ни одна из них не может быть использована для оценки показателя надежности ПО АСПД. Приведено доказательство корректности использования методов теории вероятностей для оценки показателя надежности ПО. Доказана теорема о том, что между множеством вариантов входных данных и множеством вычислительных траекторий существует биекция. Из теоремы следует возможность применения метода теории вероятностей в геометрической интерпретации вероятности появления события (ошибки) для оценки показателя надежности ПО. Использование этого метода является корректным, но требует бесконечных временных ресурсов, что также делает непригодным для практического применения.

Секция 13

Предложен принципиально другой метод оценки показателя надежности ПО, при использовании которого необходимо иметь документальное свидетельство уровня покрытия тестовыми вариантами всей области входных данных из допустимой области. Достоинство предлагаемого метода заключается в том, что он не требует каких-либо предположений, а исходные данные для получения оценки показателя надежности ПО имеют ясный физический смысл и могут быть получены на практике.

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ БОРТОВОГО ВЫЧИСЛИТЕЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОЦЕССА НАВЕДЕНИЯ

А.Н. Клишин, С.Н. Илюхин

kafsm3@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Предметом работы являются методики оценки производительности бортовых цифровых вычислительных машин, использующихся в контурах управления современных беспилотных летательных аппаратов.

Работа современных беспилотных летательных аппаратов основана на работе бортовой цифровой вычислительной машины, в которой выполняются все вычисления на основании всех датчиков и устройств, входящих в систему управления. От быстродействия вычислительной машины, в частности от быстродействия её процессора, зависит качество работы всей системы управления. Таким образом, располагая информацией о производительности бортового вычислителя, можно осуществлять оценку различных алгоритмов управления для данного процессора, производить сравнение нескольких процессоров по быстродействию и выбирать наиболее подходящий для тех или иных задач. Единицей измерения производительности компьютера является время: компьютер, выполняющий тот же объем работы за меньшее время является более «быстрым».

В работе анализируются различные существующие подходы к оценке быстродействия бортовых вычислителей. На сегодняшний день получили широкое распространение две альтернативные единицы измерения производительности процессора: MIPS и MFLOPS.

Центральное место в работе занимает методика оценки производительности бортовых цифровых вычислительных машин на основе MFLOPS. На основе данной оценочной методики возможно выработать комплекс рекомендаций по совершенствованию структуры алгоритмов управления, оценки возможности упрощения таких алгоритмов без существенного снижения качества управления, определению периодичности вычислительных операций, определяемых в алгоритме. В качестве завершения дана наглядная иллюстрация его эффективности на примере оценки бортового вычислителя, выполняющего программу реализации прямого самонаведения с функциональным упреждением.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ МАЛЫХ АСИММЕТРИЙ НА ВОЗНИКНОВЕНИЕ ПРОГРЕССИРУЮЩЕГО САМОВРАЩЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО СПУСКАЕМОГО АППАРАТА.

В.П. Казаковцев
В.В. Корянов

vpkazakovtsev@mail.ru
vkoryanov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Движение асимметричных спускаемых аппаратов (СА) в отличие от движения симметричных (идеальных) СА имеет ряд особенностей. Главные из них заключаются в возникновении таких динамических явлений, как прогрессирующее самовращение, колебательно-вращательные резонансы, нутационно-прецессионная неустойчивость, автоколебания и другие. В данном докладе рассмотрим влияние малых асимметрий на условия возникновения прогрессирующего самовращения СА при спуске в атмосфере планеты.

В качестве малых асимметрий рассматриваем боковое смещение центра масс ($\Delta z, \Delta y$), центробежные моменты инерции (I_{xy}, I_{xz}) и асимметрию внешней формы СА (m_{z0}, m_{y0}, m_{x0}). Дифференциальное уравнение для угловой скорости вращения относительно продольной оси СА запишем в следующем виде:

$$\frac{d\omega_x}{dt} = \frac{1}{I_x} \left[I_y \cdot (\dot{\omega}_y - \omega_x \cdot \omega_z) + I_z \cdot (\dot{\omega}_z + \omega_x \cdot \omega_y) + qSI(m_{x0} + C_y \frac{\Delta z}{l} - C_z \frac{\Delta y}{l}) \right]$$

Очевидно, что на возникновение прогрессирующего самовращения СА оказывают влияние следующие асимметрии: $\Delta z, \Delta y, I_{xy}, I_{xz}, m_{x0}$. Расчеты динамики движения осесимметричного СА баллистического типа показали, что наибольшее влияние на возникновение прогрессирующего самовращения оказывают боковые смещения центра масс. Рассматривая последнее выражение в дифференциальном уравнении угловой скорости видим, что изменение угловой скорости относительно продольной оси СА при наличии бокового смещения центра масс пропорционально скоростному напору, пространственному углу атаки и величинам бокового смещения центра масс.

Поэтому прогрессирующее самовращение может возникнуть при максимальных величинах скоростного напора и больших значениях пространственного угла атаки. Подобные условия могут иметь место, если резонансный режим движения СА возникает при больших величинах скоростного напора.

МЕТОДИКА КАЛИБРОВКИ МАГНИТОМЕТРА НА ЭТАПЕ НАЗЕМНОЙ ДИАГНОСТИКИ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

И.О. Акимов^{1,2}, Н.А. Ивлев¹, В.В. Корянов²
akimov-94@mail.ru, nikitavlev@mail.ru

¹ООО «Спутник»,

²МГТУ им. Н.Э. Баумана

Формирование методологической основы процессов калибровки высокоточных измерительных приборов, к которым относятся магнитометры, является весьма актуальной задачей в силу повышения эффективности использования данной аппаратуры, а соответственно и точности бортовых систем современных КА.

Секция 13

В работе изложены методики температурной калибровки и учёта основных погрешностей магнитометров, используемых в бортовых комплексах космических аппаратов. Описана математическая модель измерений магнитометра с учётом погрешностей, а также дана геометрическая интерпретация их влияния. Сформирована методика температурной калибровки показаний прибора, а также представлен подход к отысканию матрицы переходы между системами координат магнитометра. Кроме этого, в работе представлены алгоритмы проведения стендовых исследований для получения необходимых данных для реализации описанных методик.

Изложенные практические подходы успешно апробированы и внедрены в ОО «Спутникс», продемонстрировав свою простоту и надёжность получаемых результатов.

О ПРИЧИНАХ НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ С РОССИЙСКИМИ РАКЕТАМИ-НОСИТЕЛЯМИ И РАЗГОННЫМИ БЛОКАМИ

А.В. Кудрявцева

anastasia.nnn2011@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э.Баумана

Анализ данных из открытых источников за последние несколько лет позволил сделать вывод относительно причин возникновения нештатных ситуаций с российскими космическими аппаратами (Кудрявцева А.В. О нештатных ситуациях при запуске космического спутника связи «Экспресс-МД2», О причине возникновения нештатной ситуации с российским космическим аппаратом «Фобос-Грунт» // Инженерный журнал: наука и инновации: электрон. журн. 2016. №7, №8). О причине возникновения нештатной ситуации с российской автоматизированной межпланетной станцией «Марс-96»: в печати).

Запуск космического аппарата (КА) на орбиту можно разделить на два фактически независимых процесса с точки зрения выдачи импульсов: выдаваемых ракетой-носителем (РН) и разгонным блоком (РБ).

В вычислительных установках РН, РБ и КА (управляемого РБ) может одновременно функционировать несколько рассинхронизированных систем расчета времени.

Были выявлены случаи расхождения в данных, зафиксированных в ходе летных испытаний и данных, предварительно опубликованных в циклограмме полетного задания. Этапы полета могут «наползать» друг на друга, поглощаться более продолжительными по времени или вовсе пропускаться. В результате чего, несогласованность последовательности событий разных частей полета может приводить к НШС.

Таким образом, одной из причин возникновения НШС при работе маршевого двигателя является логическая ошибка.

ОПТИМИЗАЦИЯ ДВУХИМПУЛЬСНОГО НЕКОМПЛАНАРНОГО ПЕРЕХОДА МЕЖДУ ДВУМЯ КРУГОВЫМИ ОРБИТАМИ

Д.А. Гришко

dim.gr@mail.ru

Б.О. Васильков

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В докладе рассматривается некомпланарный переход II типа между двумя круговыми орбитами, отличающимися по высоте и наклонению. Переход осуществляется с

низкой опорной орбиты с высотой 200 км на орбиту, лежащую внутри геостационарной области. Коррекция наклона осуществляется в два этапа так, чтобы получить строгий минимум функции затрат суммарной характеристической скорости (СХС). Исследована зависимость оптимальной величины первой коррекции наклона и требуемой СХС от высоты конечной орбиты и угла некомпланарности. Предложена приближённая формула, позволяющая аналитически рассчитывать оптимальную величину первой коррекции наклона, приведены данные по её точности. На примерах показана эффективность использования оптимального некомпланарного перехода II типа при запуске космических аппаратов на различные целевые орбиты с российских космодромов с учётом реальных трасс выведения.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках мероприятия 1.3 федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» (Соглашение от 26 сентября 2017 года № 14.577.21.0247, уникальный идентификатор работ RFMEFI57717X0247).

МИНИМИЗАЦИЯ РАЗМЕРОВ КВАДРОКОПТЕРА С ФИКСИРОВАННОЙ ГРУЗОПОДЪЁМНОСТЬЮ

С.В. Серохвостов, Б.А. Макаев
serokhvostov@mail.ru, becho15rus@gmail.com

Московский Физико-Технический Институт

В настоящее время малоразмерные коптеры (многопропеллерные летательные аппараты) становятся всё более популярными для различных применений. Одним из потенциальных направлений их использования является подъем и доставка различных грузов. Кроме того, в последнее время наметилась тенденция миниатюризации подобных аппаратов для более эффективной доставки малоразмерных предметов. В связи с этим, на соревнованиях микроаппаратов IMAV-2018 было организовано специальное состязание, заключающееся в создании наименьшего по размерам аппарата, способного поднять и удержать в течение одной минуты груз массой 500 г достаточно больших габаритов.

На основе требований соревнований было проведено комплексное исследование возможностей и путей минимизации размеров коптера для вышеуказанной задачи.

На основе ряда несущественных допущений была построена математическая модель аэродинамики коптера, которая позволила выявить основные факторы и возможные направления миниатюризации, в том числе количество пропеллеров коптера, диаметр пропеллеров, тяговые и мощностные характеристики отдельного пропеллера, оптимальную массу бортового аккумулятора, моторов и электроники.

На основе анализа был изготовлен ряд тестовых моделей для экспериментального подтверждения полученных аналитических результатов и исследования особенностей, не отраженных в аналитической модели.

Было исследовано влияние перекрытия винтов на аэродинамические характеристики, устойчивость и управляемость коптера и найдено удовлетворительное.

Также был исследован вопрос размещения груза относительно коптера в случае, когда габариты груза превышают размеры аппарата. Нижнее жесткое крепление груза не позволяет аппарату взлететь из-за взаимодействия струй винтов с грузом. Крепление груза снизу на длинном тросе приводит к опасным колебаниям системы. Крепление груза сверху аппарата дает устойчивый полет с минимальными потерями тяги из-за аэродинамической интерференции груза и силовой установки.

Секция 13

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПЕРФОРАЦИИ ТОРМОЗНЫХ ЩИТКОВ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ТЕЛ ПРИ МАЛЫХ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ПОЛЕТА

В.Т. Калугин, А.Г. Голубев
kaluginvt@bmstu.ru, golubevag@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Использование перфорации (сквозных отверстий) на органах управления (ОУ) летательными аппаратами (ЛА) и других различных аэродинамических поверхностях является актуальным в управлении процессами обтекания ЛА и стабилизации течения вблизи их поверхности.

Проведен комплекс экспериментальных исследований на дозвуковой аэродинамической установке МГТУ им. Н.Э. Баумана по определению аэродинамических характеристик (АДХ) модели летательного аппарата (ЛА) с цилиндрическим корпусом и установленными в его кормовой части различными вариантами тормозных щитков. Суммарные аэродинамические силы и моменты измерялись шестикомпонентными тензометрическими весами.

Изучено влияние различных конструктивных параметров на АДХ ЛА (наличие или отсутствие перфорации щитков; расстояние их установки по нормали от корпуса ЛА; плоская или закругленная форма поперечного сечения щитков; удлинение корпуса ЛА; форма затупления головной части).

Анализ результатов показал, что при наличии перфорации улучшаются тормозные и управляющие характеристики ОУ, а также стабилизируется течение за ними. Использование перфорации, в некоторых случаях, может способствовать увеличению нормальной силы и момента тангажа при одновременном сохранении продольной силы.

АНАЛИТИЧЕСКАЯ МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ОДНОМАРШРУТНЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ С СУТОЧНОЙ КРАТНОСТЬЮ ПОВТОРЕНИЯ ТРАССЫ ПОЛЕТА

С.Ю. Улыбышев wardoc5@rambler.ru

Центральный научно-исследовательский институт химии и механики

Среди многообразия вариантов построения спутниковых систем (СС) для периодического обзора Земли наиболее часто на практике используют СС с повторяющейся трассой полета. Периодичность повторения может составлять от 1 суток до нескольких месяцев. Для задач оперативного глобального мониторинга (ОГМ) наиболее интересными являются СС с суточной кратностью повторения трассы полета.

В работе представлена аналитическая методика проектирования одномаршрутных СС с суточной кратностью повторения трассы полета, позволяющая получить рациональное баллистическое построение СС при заданных параметрах области обзора со спутников, входящих в ее состав. Указанная методика основана на теории проектирования СС ОГМ и позволяет проводить комплексное моделирование и выбор рациональной баллистической схемы построения СС, заключающийся в определении, при заданной высоте полета и наклонении орбиты, необходимого разнесения по долготе

восходящего узла и аргументу широты спутников в системе. При этом она учитывает характеристики бортовой аппаратуры обзора и требований по оперативности наблюдения любой точки на поверхности Земли.

В докладе проведено сравнение, на примере ряда СС, результатов использования описанной аналитической методики с данными численного расчетов, полученных на современном моделирующем комплексе, предназначенном для баллистико-навигационного обеспечения полета группировок спутников.

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АКТИВНОЙ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ С ПАССИВНЫМ ДЕМПФИРОВАНИЕМ ОТНОСИТЕЛЬНО ИДЕАЛЬНОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ. СРАВНЕНИЕ ЗАТРАТ НА УПРАВЛЕНИЕ ПРИ ДАННЫХ ТИПАХ СТАБИЛИЗАЦИИ ДВИЖЕНИЯ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛА

Т.А. Калиновский
А.Ю. Мельников

kalinovskiy.t@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В данной работе исследуются возможные варианты управления угловой стабилизацией гиперзвукового летательного аппарата в диапазоне чисел $M=5-22$ на маршевом участке полёта в атмосфере Земли. Разработаны алгоритмы решения вариационных задач для нахождения значений коэффициентов, входящих в выражения для управляющих воздействий на органы управления исследуемого гиперзвукового ЛА, приводящих при решении вариационной задачи к нахождению минимума функционала, зависящего от энергии, затраченной на управление, промаха прилета ЛА, скорости движения, в момент достижения интересующей нас области прилёта.

Предложение новых способов применения аэрокосмических систем для решения актуальных задач, невыполнимых существующими техническими средствами.

Использование энергетически эффективного способа управления угловой стабилизацией аэродинамическими органами управления.

Применение пассивного способа демпфирования возмущений, действующих на органы управления - аэродинамические щитки. Данный метод управления отличается от предыдущего тем, что во время стабилизации не происходит непрерывного отклонения органов управления для гашения угловых скоростей осей изделия ($\pm kx \omega \pm ky \omega \pm kz \omega z$). Привод демпфирует возмущения и энергия затрачивается лишь на отклонения органа управления для произведения манёвра. Демпфирование происходит аналогично амортизатору на автомобиле, внешние возмущения гасятся либо сильнее, либо слабее, в зависимости от значений коэффициента демпфирования.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ УПРОЩЕННЫХ МОДЕЛЕЙ ЗЕМЛИ ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ ДВИЖЕНИЯ ОПЕРАТИВНО-ТАКТИЧЕСКИХ РАКЕТ

А.Н. Клишин, О.С. Швыркина

bonjour15@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Основные тенденции развития современной ракетной техники неразрывно связаны с постоянно возрастающими требованиями к точности поражения цели. Большую значимость в отработке подобной техники имеют полунатурные испытания, проводи-

Секция 13

мые на наземных комплексах, позволяющие, в том числе, осуществлять анализ работы системы управления высокоточным летательным аппаратом и корректировать её параметры и структуру для повышения общих точностных характеристик ракетного комплекса. При подготовке установочных параметров систем управления ракеты и прицеливания формируется сравнительно полная математическая модель движения летательного аппарата с учетом внешних условий, среди таких как гравитационное поле Земли, модель атмосферы и ветра, и т.п. При этом возникает задача выбора оптимально простых моделей, которые обеспечивают достаточную точность и быстрое действие расчётов.

МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ОТДЕЛЯЕМЫХ ОТ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ЭЛЕМЕНТОВ

А.Ю. Луценко¹, Д.К. Назарова^{1,2} dknazarova@mail.ru

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана,

²РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

В настоящее время актуальной является проблема уменьшения площадей районов падения отделяемых частей ракет-носителей, к которым относятся ступени, переходные и хвостовые отсеки, створки головных обтекателей и т.п. Большинство отделяемых элементов представляет собой тонкие изогнутые оболочки. Траектория и, соответственно, размеры районов падения этих оболочек зависят от их аэродинамических характеристик в широком диапазоне параметров набегающего потока.

Проведено численное и физическое моделирование обтекания тонких цилиндрических и конических оболочек в сверхзвуковом диапазоне скоростей. Рассмотрено влияние скорости набегающего потока и формы оболочки на ее аэродинамические характеристики.

Расчетные исследования проведены в программных пакетах AeroShape-3D и OpenFoam. Эксперимент проведен в сверхзвуковой аэродинамической трубе МГТУ им. Н.Э. Баумана, исследовалось обтекание цилиндрических оболочек с различными углами раскрытия. Аэродинамические характеристики определялись при помощи шести-компонентных тензометрических весов, визуализация течения проводилась шлирен-методом. Аэродинамические коэффициенты и картины обтекания цилиндрических оболочек, полученные при численном моделировании, сравнивались с экспериментальными данными; результаты расчета и эксперимента совпадают.

Показано, что обтекание оболочек сверхзвуковым потоком сопровождается образованием большого количества скачков уплотнения, областей отрыва потока. Зависимости аэродинамических характеристик от угла атаки и числа Маха набегающего потока носят сложный характер. При обтекании цилиндрических и конических оболочек с выпуклой стороны их аэродинамические коэффициенты сравнимы с аэродинамическими коэффициентами цилиндров и конусов соответственно, при обтекании с вогнутой стороны – с аэродинамическими коэффициентами прямоугольных и треугольных пластин и крыльев. Существенно влияние угла раскрытия оболочки.

Полученные результаты могут быть использованы для прогнозирования траекторий падения тонких отделяемых оболочек различных форм, а также для разработки способов уменьшения районов падения посредством применения методов пассивной аэродинамической стабилизации.

АНАЛИЗ ПРИМЕНЕНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ЧИСЛЕННЫХ СХЕМ В ПАКЕТЕ OPENFOAM ДЛЯ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗАТУПЛЕННОГО КОНУСА

Д.К. Назарова^{1,2}

dknazarova@mail.ru

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана,

²РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

В последнее время при проведении аэродинамических расчетов широко применяются различные программные пакеты, которые могут быть как коммерческими, например, SolidWorks, Star CCM, Ansys Fluent и CFX, так и свободно распространяемыми, например, Gerris, OpenFOAM, CodeSaturne, SU2 code. Использование численного моделирования может существенно дополнить экспериментальные данные и расширить диапазон исследуемых параметров. Однако для получения достоверных результатов необходимо подобрать подходы и алгоритмы (решатель), численные схемы, модель турбулентности, размер и разбиение расчетной области, что требует проведения большого количества предварительных тестовых расчетов.

Проведен анализ применения различных решателей и численных схем в свободно распространяемом пакете OpenFOAM для расчета аэродинамических характеристик затупленного конуса. Рассмотрены решатели rhoCentralFoam и dbnsTurbFoam, проанализировано влияние численных схем HLLC, Роу, Русанова и Betta на моделирование распределения давления по боковой поверхности конуса при числах Маха набегающего потока $M_\infty=0,88$; 1,0; 1,7 и 4,0. Результаты сравнивались с экспериментальными данными ЦАГИ.

Показано, что обтекание затупленного тела вращения при околосвуковых скоростях ($0,8 < M_\infty < 1,0$) сопровождается образованием зон местных сверхзвуковых скоростей, которые замыкаются скачками уплотнения, близкими к прямым. Такие режимы сложны как для проведения экспериментальных исследований, так и для численного моделирования, поэтому при $M_\infty=0,88$ расхождение экспериментальных и расчетных данных наиболее сильное, также проявляется влияние применения различных численных схем. При переходе к моделированию сверхзвукового обтекания все рассмотренные способы приводят к одному результату. Установлено, что наиболее быстрый и устойчивый счет реализуется при применении схемы HLLC.

Полученные результаты могут быть использованы при проведении численного моделирования обтекания тел, содержащих элементы конических поверхностей.

МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ЗАТУПЛЕННОГО КОНУСА В ПАКЕТЕ ANSYS FLUENT С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДВУХ РАЗЛИЧНЫХ СПОСОБОВ ПОСТРОЕНИЯ РАСЧЕТНОЙ СЕТКИ

А.Г. Голубев
О.И. Ремизова

golubevag@bmstu.ru
oi-remi@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Численное моделирование с использованием коммерческих и открытых CAE-систем (Ansys CFX, Ansys Fluent, SolidWorks Flow Simulation, OpenFOAM и т.п.) в настоящее время получило повсеместное распространение и даже иногда претендует на роль полноценной замены физического эксперимента. Практика показывает, что резуль-

Секция 13

таты численного моделирования существенно зависят не только от квалификации конкретного исполнителя, но и, не в последнюю очередь, от особенностей самого применяемого инструмента. В первую очередь, к таким особенностям относится способ дискретизации контрольного объема: применение регулярных (структурированных) или нерегулярных (неструктурированных) сеток (разбиений).

В работе предпринята попытка сравнения результатов численного моделирования сверхзвукового обтекания затупленного конуса в пакете Ansys Fluent на гексаэдрической квазиструктурированной и тетраэдрической неструктурированной сетках. Сетки строились в пакете Ansys ICEM CFD. Для обоих вариантов расчетов использовалась модель турбулентности Спалларта-Алмареса.

Результаты моделирования сравнивались с распределенными и интегральными характеристиками, полученными в физических экспериментах ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, а также с хорошо зарекомендовавшими себя эмпирическими зависимостями.

В результате сравнительного анализа установлено, что интегральные аэродинамические характеристики, полученные с использованием обоих типов сеток, хорошо (с точностью менее 4%) согласуются с экспериментальными. Время счета на гексаэдрической сетке меньше, но более значительны затраты на её создание, что целесообразно в случае проведения серий расчётов задач с незначительно отличающейся геометрией. Кроме того, построение структурированной сетки предъявляет оператору более жесткие требования к знанию физической картины процесса обтекания, поскольку особенности структуры сетки могут оказывать значительное влияние на получаемые результаты.

РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И ПАРАМЕТРОВ ОБТЕКАНИЯ СТВОРКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «ПРОТОН» В ПАКЕТЕ ANSYS CFX

А.Ю. Луценко¹, Д. М. Слободянюк¹ slob.dima@mail.ru

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время актуальной задачей является определение аэродинамических характеристик тонкостенных конструкций, таких как, например, створки обтекателей ракет-носителей, которые необходимы для расчёта их траекторий и определения размеров районов падения. Данную задачу решают, используя как экспериментальные, так и численные методы. При проведении дорогостоящего эксперимента проблема заключается в учёте влияния поддерживающих устройств модели, которые вносят значительные возмущения в поток. Этим недостатком лишены численные методы, позволяющие проводить моделирование в широком диапазоне параметров набегающего потока и конструктивных параметров изделия.

Проведено численное моделирование обтекания створки обтекателя ракеты-носителя «Протон» в сверхзвуковом диапазоне скоростей в программном пакете Ansys CFX с использованием модели турбулентности SST. Исследованы структуры обтекания створки в широком диапазоне параметров набегающего потока и углов атаки, содержащие области отрыва и присоединения потока, скачки уплотнения. Получены поля распределения параметров течения и линии тока, которые позволили выявить закономерности трансформации областей отрывного течения, оказывающие непосредственное влияние на изменение аэродинамических характеристик створки обтекателя. Аэродинамические характеристики, полученные в результате расчётов,

сравнивались с экспериментальными данными ЦНИИМаш; результаты расчёта и эксперимента совпадают.

Зависимости аэродинамических характеристик носят сложный характер. Полученные моментные характеристики позволили выявить два балансировочных угла атаки створки, но при этом она обладает высоким аэродинамическим качеством. Для уменьшения районов падения необходимо посредством выбора средств пассивной стабилизации сместить значения балансировочного угла атаки в сторону меньшего аэродинамического качества. Одним из таких способов может быть вскрытие технологических отверстий на поверхности створки или раскрытие на ней аэродинамических щитков.

Влияние последних было исследовано, однако значительного смещения балансировочного угла атаки не происходит, поэтому необходимо искать другие методы стабилизации.

Полученные в результате моделирования аэродинамические характеристики могут быть использованы для прогнозирования траекторий падения створки, а также для разработки методов уменьшения районов падения.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОВРЕМЕННЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ПОДГОТОВКИ КОСМОНАВТОВ К ВЫПОЛНЕНИЮ ПРОГРАММЫ НАУЧНО-ПРИКЛАДНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ НА БОРТУ РС МКС

А.А. Курицын, В.А. Сиволап, Е.В. Попова, И.А. Шолохова, И.В. Кутник
info@gctc.ru

ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»

Дальнейшее развитие РС МКС, введение многофункционального лабораторного модуля в состав российского сегмента приводит к увеличению числа научно-прикладных исследований и экспериментов (НПИ), проводимых космонавтами на борту РС МКС. Для повышения эффективности их выполнения требуется развитие и совершенствование системы отбора и подготовки космонавтов, модернизация технических средств подготовки космонавтов (ТСПК) НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина с использованием современных информационных технологий.

В 2013 году в НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина был разработан, а в настоящее время модернизируется и активно используется новый уникальный комплекс ТСПК по НПИ, включающий в себя: специализированный стенд-тренажер (стенд «Тренажер ВИН») подготовки космонавтов для решения задач в области геофизических исследований и мониторинга Земли с борта РС МКС методами визуально-инструментальных наблюдений (ВИН), мобильные автоматизированные рабочие места для проведения авиационных ВИН на самолетах-лабораториях, комплекс функционально-моделирующих стендов, включающих компьютерные виртуальные тренажеры по космическим экспериментам и научной аппаратуре на основе интерактивных 3D-моделей научной аппаратуры (комплекс «ФМС Наука») [1].

Использование современных ТСПК по НПИ позволяет не только готовить космонавтов к выполнению программы НПИ, но и отрабатывать бортовую документацию и методики выполнения космических экспериментов.

Внедрение современных информационных технологий позволяет совершенствовать системы информационного обеспечения подготовки космонавтов, перейти на электронные информационные ресурсы, создавать компьютерные тренажеры на ос-

Секция 13

нове элементов виртуальной реальности, отрабатывать новые методы и способы обучения.

Литература:

1. Использование информационных технологий в процессе подготовки космонавтов / Харламов М.М., Курицын А.А., Ковригин С.Н. // Пилотируемые полеты в космос, 2013, вып. 1(6). – ISSN 2226-7298.

МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЗНАЧИМОСТИ И РАСЧЕТА ВЕСОВЫХ КОЭФФИЦИЕНТОВ ДИАГНОСТИЧЕСКИХ ПРИЗНАКОВ ДЛЯ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА СЛОЖНОЙ ТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ С НЕРАВНОМЕРНОЙ ВЫРАБОТКОЙ РЕСУРСА

О.В. Гайворонский, Д.Н. Картуниц, И.А. Войцеховский
legorus12@yandex.ru

Военная академия РВСН имени Петра Великого
Управление ракетного вооружения РВСН

В статье представлены результаты работы группы авторов по созданию модели определения значимости и расчета весовых коэффициентов диагностических признаков для прогнозирования остаточного ресурса сложной технической системы с неравномерной выработкой ресурса. Она обладает возможностью реализации применительно к образцам вооружения, военной и специальной техники в Ракетных войсках стратегического назначения.

В данной модели применен метод авторегрессионного анализа с использованием самообучающейся искусственной нейронной сети. Моделирование проведено на основе собранных статистических данных в программном пакете STATISTICA. В качестве объекта был выбран кондиционер марки Samsung Silver Nano.

Адекватность модели подтверждена натурным экспериментом, что позволяет сделать вывод о целесообразности ее применения для образцов вооружения, военной и специальной техники с аналогичными принципами работы.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ ПЕРИОДИЧЕСКОГО ОБЗОРА, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ ГЛОБАЛЬНЫЙ ОБЗОР ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ ЗА ОДИН ВИТОК

С.Ю. Улыбышев
А.А. Лысенко

wardoc5@rambler.ru
lysenkodoc@mail.ru

Центральный научно-исследовательский институт химии и механики

В настоящее время оперативное получение информации о любой точке на поверхности Земли становится все более актуальной задачей. СС с высокой оперативностью получения информации, как правило, требуют большого числа спутников и учет при их проектировании характеристик бортовой аппаратуры. В связи с этим возникает необходимость в создании методов комплексного проектирования спутниковых систем для оперативного глобального мониторинга (ОГМ) любой точки на поверхности Земли.

В данной работе рассмотрено решение задачи проектирования и варианты построения СС, обеспечивающих наблюдение любой точки на поверхности Земли с перерывом, не превышающим одного витка. Базовым сегментом таких систем является космический аппарат (КА) с параметрами, определяемыми по методике, изложенной в предыдущих работах авторов [1,2]. Орбитальная группировка формируется за счет рационального разнесения КА по инерциальной долготе восходящего узла (ДВУ) и аргумента широты. Таким образом, для уменьшения перерыва в наблюдении любой точки на поверхности Земли необходимо определить оптимальные значения углов ДВУ и аргумента широты КА.

В докладе представлены результаты проектирования СС ОГМ, обеспечивающих наблюдение любой точки на поверхности Земли с перерывом, не превышающим одного витка, для низких круговых орбит и сравнение с работами зарубежных авторов [3] по оперативности наблюдения и числу спутников в системе.

1. Лысенко А.А, Улыбышев С.Ю. Выбор параметров орбиты космического аппарата для оперативного глобального мониторинга поверхности Земли // Космонавтика и ракетостроение. 2016. № 5(90). С. 45-56.
2. Улыбышев С.Ю. Применение солнечно-синхронных орбит для космического аппарата оперативного глобального мониторинга // Космические исследования. 2016. Т. 54. № 6. С. 486-492.
3. Lang T.J. LEO Constellations to Cover the Earth in One Rev // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. 4–7 August 2014, San Diego, CA // AIAA Paper. 2014–4156.

Секция 14



АЭРОКОСМИЧЕСКОЕ ОБРАЗОВАНИЕ И ПРОБЛЕМЫ МОЛОДЕЖИ

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ БАЗОВЫХ КАФЕДР КАК ПОКАЗАТЕЛЬ ИННОВАЦИОННОГО РАЗВИТИЯ ПРЕДПРИЯТИЙ

В.П. Басова, М.А. Федотова
vbasova@mail.ru, fedotova-ma@yandex.ru

Госкорпорация «Роскосмос»,
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Процессы создания и эффективного использования знаний являются основополагающими в развитии современного общества. Наиболее успешной и признанной в мире формой взаимодействия и участия университетов в развитии инновационной экономики является концепция «Тройной спирали». Основной тезис теории заключается в особой роли университетов, ответственных за создание инновационного знания.

В постсоветской России, в силу сформировавшихся ранее традиций, «тройной спирали» была присуща специфика выполнения научных фундаментальных исследований не университетами, как в большинстве стран мира, а институтами РАН. В то же время, вузы осуществляли основной объем подготовки кадров, при достаточно слабой научной базе и скромных масштабах финансирования НИОКР. При этом наблюдалась относительная изолированность научных организаций и вузов не только друг от друга, но и от бизнес-сектора, в котором также проводились значительные объемы научных разработок на базе отраслевых НИИ.

С учетом таких особенностей, новаторским стал подход к развитию научного потенциала выпускников Московского физико-технического института, получивший название «системы Физтеха». Физтех совместил глубокую фундаментальную подготовку с ранним вовлечением в науку на выпускающих (базовых) кафедрах в институтах РАН и на наукоемких предприятиях, на которые студенты приходили уже в середине обучения. Базовые кафедры, как основа научного и образовательного партнерства между университетом и научными и промышленными организациями, представлены и на других площадках.

Деятельность базовых кафедр ракетно-космической отрасли является успешным примером уже существующих связей между предприятиями отрасли и университетами. Предприятия затрачивают значительный кадровый и временной ресурс на создание и организацию деятельности базовых кафедр. В этой связи, оценка эффективности деятельности кафедр, в том числе и в части инновационного научного сотрудничества, является одной из ключевых задач Госкорпорации как регулятора функционирования всех отраслевых подсистем и может служить не только показателем успешности кадровой политики предприятий, но и индикатором развития системы инноваций отрасли в целом.

КРЕАТИВНОЕ ИНЖЕНЕРНОЕ ОБРАЗОВАНИЕ НА ПРИМЕРЕ ПРОГРАММЫ «ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ СОБСТВЕННОСТЬ В АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ РОССИИ» В СИСТЕМЕ «ШКОЛА – ВУЗ – ПРЕДПРИЯТИЕ»

Л.С. Раткин

rathkeen@bk.ru

Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт», ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН

В рамках выполнения работ по обеспечению научно-образовательной деятельности Международного российско-южнокорейского научного центра непрерывного креативного образования (NFTM-TRIZ-CENTER) при участии Национального исследовательского центра «Курчатовский институт» и ФГУ ФНЦ «Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук» (НИИСИ РАН) разработана специализированная Программа «Интеллектуальная собственность в авиационно-космической промышленности России». В докладе на ее примере рассмотрена взаимосвязь объектов интеллектуальной собственности для авиации и космонавтики с другими отраслями экономики и промышленности РФ: энергетикой, nanoиндустрией и т.д.

Автор программы и доклада – ученик разработчика Многоуровневой системы непрерывного креативного образования (НФТМ-ТРИЗ), основоположника (1972) Системы креативного инженерного образования (НФТИМ), основателя и научного руководителя Межвузовского научно-образовательного центра инженерного творчества (МНОЦИТ) Московского государственного индустриального университета (МГИУ), основателя и первого директора Международного российско-южнокорейского научного центра непрерывного креативного образования (NFTM-TRIZ-CENTER), действительного члена Академии профессионального образования (АПО) РФ, руководителя Проблемного Совета АПО «Творчество в профессиональном образовании», основателя кафедры «Инженерное творчество и образовательные инновации» (в настоящее время – «Профессиональная педагогика и креативное образование») МГИУ, действительного члена Европейской академии естественных наук (ФРГ), кандидата технических наук, доктора педагогических наук, профессора М.М.Зиновкиной (1932-2016), сертифицированной по представлению Российского мониторингового комитета как «Европейский преподаватель» Международным обществом по инженерной педагогике (IGIP). Автором Теории решения изобретательских задач – Теории развития технических систем (ТРИЗ–ТРТС) и Теории развития творческой личности (ТРТЛ) Г.С.Альтшуллером (1926-1998) М.М.Зиновкина лично сертифицирована как «Мастер ТРИЗ».

НАВИГАТОР ПО КОСМИЧЕСКИМ АДРЕСАМ МОСКОВСКОГО РЕГИОНА КАК ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫЙ ПРОЕКТ

М.И. Кузнецов

kmikmi@mail.ru

НП «Союз развития наукоградов России»

Московский регион сыграл ведущую роль в ракетно-космическом развитии СССР и России. Здесь создавались средства выведения космических объектов и сами космические объекты. Кроме конкретных мемориальных мест основоположников теоретической и практической космонавтики, мест запуска первых ракет и других памятных

Секция 14

объектов в Московском регионе сформировались целые города-наукограды, «обслуживающие» космическую отрасль.

Союзом развития наукоградов России подготовлен Навигатор по космическим адресам Московского региона. Он включает более 150 памятных мест, связанных с жизнью и деятельностью Н.Е. Жуковского, К.Э. Циолковского, Ф.А. Цандера, С.П. Королева, М.В. Келдыша, В.П. Глушко, В.Н. Челомея, Ю.А. Гагарина. Это - все разнообразие космических музеев: мемориальные, военно-исторические, музеи учебных заведений, предприятий космической отрасли, планетарии, памятники космической эры, и даже общественные организации космического профиля. Отдельно представлены ракетно-космические наукограды. Культурно-познавательные возможности представленных мест определяются не только экспозициями, музеями и демонстрационными залами предприятий и организаций, посвященными космосу, но и уникальной культурной средой наукоградов.

Навигатор существенно расширяет возможности ранее разработанных и реализующихся проектов Союза развития наукоградов России, таких, как «Космическая дорога наукоградов Московского региона» и «Образовательно-исследовательские экспедиции в наукограды России». Он позволяет реализовать многие образовательные возможности, изучая обширные коллекции уникальных артефактов – продуктов инженерной инновационной деятельности – и мемориальные объекты пионеров ракетно-космической деятельности, обеспечивает информационную поддержку различных мероприятий – от индивидуальных «точечных» посещений выбранных объектов ракетно-космического направления до выстраивания маршрутов в зависимости от конкретной учебной темы или задачи.

ПРЕДПРОФЕССИОНАЛЬНОЕ ОБРАЗОВАНИЕ УЧАЩИХСЯ ИНЖЕНЕРНЫХ КЛАССОВ В «БАУМАНСКОЙ ШКОЛЕ БУДУЩИХ ИНЖЕНЕРОВ»

Н.Ф. Зеленцова, Е.В. Зеленцова, Вик. Вал. Зеленцов
pedagog.zel@gmail.com, katez@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Становление и развитие предпрофессионального образования инженерно-технической направленности является важнейшей задачей современного образования, а также одним из главных начальных условий системы непрерывной подготовки высококвалифицированных кадров, обладающих фундаментальными знаниями, практическими навыками и умениями, формирующими профессиональные компетенции.

В МГТУ им. Н.Э. Баумана созданы условия, обеспечивающие расширенные возможности учащимся инженерных классов профильных школ получать практические навыки, знания и умения из различных областей науки и техники.

Одним из направлений предпрофессионального образования стала «Бауманская школа будущих инженеров». При поддержке Департамента образования г. Москвы с 2015 г. по настоящее время в ней прошли обучение около 1000 школьников 9 -11 классов.

«Бауманская школа будущих инженеров» - это инженерный практикум, позволяющий получить учащимся инженерных классов дополнительные знания в форме «Исследовать – Действовать – Знать - Уметь», сформировать предпрофессиональные компетенции по следующим 24 направлениям инженерной деятельности:

Модуль 1. Транспорт будущего

Секция 14

Модуль 2. Управление полетом наноспутника

Модуль 3. Современные технологии проектирования, изготовления, контроля и испытаний деталей ракетно-космической техники

Модуль 4. Организационно-технические основы обеспечения безопасности информации

Модуль 5. Основы научных исследований и техника эксперимента

Модуль 6. Решение инженерных изобретательских задач: от идеи к проекту

Модуль 7. Методы искусственного интеллекта в инженерном менеджменте

Модуль 8. Основы спутниковой навигации на примере Glonass

Модуль 9. Автоматические межпланетные станции

Модуль 10. Прикладная информатика: основы компьютерной графики

Модуль 11. Подготовка команды школьников к участию в интеллектуальных соревнованиях по физике городского и Всероссийского уровней

Модуль 12. Подготовка команды школьников к участию в интеллектуальных соревнованиях по математике городского и Всероссийского уровней.

Модуль 13. Моделирование систем автоматического управления динамическими объектами и процессами

Модуль 14. Будущее информационных технологий и Интернет вещей

Модуль 15. Введение в размерностные и системные представления физических величин

Модуль 16. Техническая физика

Модуль 17. Прикладная математика

Модуль 18. Системы автоматического управления

Модуль 19. Инженерный практикум по робототехнике на базе платформы Arduino;

Модуль 20. Композиционные материалы и технологии

Модуль 21. Математика и программирование на службе инженера

Модуль 22. Введение в инженерную специальность

Модуль 23. Техносферная безопасность

Модуль 24. Основы информационной безопасности.

Созданы и реализованы программы 24 модулей проектно-исследовательского обучения по выбору школьника, позволяющие сформировать практические навыки проектной и исследовательской деятельности, конструирования, программирования, моделирования и прототипирования.

Структура каждого модуля включает:

- базовые лекции;
- практические занятия: экспериментальные исследования в лабораториях Университета, мастер-классы, кейс-обучение, интерактивные презентации;
- контролируемую самостоятельную работу;
- выполнение и защиту на коллоквиуме выпускной проектной работы (исследовательской, изобретательской, экспериментальной, расчетной, практической) под руководством профессорско-преподавательского состава Университета.

В результате обучения в «Бауманской школе будущих инженеров» у школьников закладываются основы общепрофессиональных инженерных, предпрофессиональных, исследовательских, общекультурных компетенций как совокупность составляющих профессиональной компетентности будущих инженерных кадров.

Секция 14

ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ НАУЧНО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ПРОГРАММ НАЧАЛЬНОГО ИНЖЕНЕРНОГО ОБРАЗОВАНИЯ НА БАЗЕ ДЕТСКИХ ЛАГЕРЕЙ

В.В. Леонов, Е.Г. Буркова
e-mail: lv@bmstu.ru, burkelen@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Одним из основных направлений стратегии инновационного развития России до 2020 года является повышение престижа научной и инженерной деятельности, в том числе развитие начального инженерного образования, т.е. формирование инженерных компетенций в системе дополнительного образования. Следуя тенденциям этой стратегии, в 2016 году перед сотрудниками МГТУ им. Н.Э. Баумана была поставлена задача: разработать модульную 20-ти часовую научно-образовательную программу, которая бы гармонично вписалась в летнюю смену Международного детского центра (МДЦ) «Артек», дополнив отдых на берегу моря и культурную программу научно-образовательной составляющей. Данная программа получила название лагерь-семинар «Шаг в будущее».

При реализации научно-образовательной программы в 2016 году сотрудники университета столкнулись с рядом особенностей организации и проведения занятий в детских летних лагерях, не характерных для школьных или университетских учебных групп:

- разновозрастный состав детей в группах (от 8 до 18 лет);
- значительные различия в базовой подготовке учащихся;
- сложность обеспечения техники безопасности в некоторых технологических процессах;
- необходимость научного и технического наставничества, с одной стороны, и формирование самостоятельности школьников в решении поставленных инженерных задач, – с другой;
- индивидуальные отличия детей с точки зрения уровня вовлеченности в инженерную деятельность.

В представленной работе рассматриваются меры, принятые сотрудниками университета и предложенные ими решения для успешной реализации программы в 2017 году, которые позволили в значительной степени учесть обозначенные выше особенности.

Проект продолжает развиваться, разрабатываются новые и дополняются уже созданные модули, ищутся способы их улучшения и более тесной интеграции.

Кроме повышения уровня реализации летних программ, полученный успешный опыт, учитывающий разноуровневый состав участников, особенности образовательного процесса в детском лагере и хорошее техническое оснащение, дал возможность начать подготовку новых программ дополнительного предпрофессионального инженерного образования, встраиваемых в основное школьное образование в течение учебного года на базе тех детских центров отдыха, которые функционируют круглогодично. Имеющийся опыт показывает, что целесообразно выделить отдельную предметную область (физики, математики, информатики) и после небольшой теоретической подготовки в рамках школьной программы изучить её практический инженерный аспект. Интегрированная программа основного и дополнительного образования должна включать решение разноплановых задач прикладной технической направленности или выполнение небольших проектных работ, которые могут лечь в основу долгосрочного проекта, либо способствовать формированию навыков выпол-

нения мини-проектов, что может пригодиться в дальнейшем учащимся, готовящимся к поступлению в технические вузы. Рассматриваются варианты сопровождения специалистами вуза школьников, проявивших склонность к инженерной и научно-исследовательской деятельности, по завершении программы.

На следующем этапе работы авторами планируется выполнить комплексную оценку эффективности авиационных СУ нетрадиционных схем по летно-техническим характеристикам перспективных БЛА.

АЭРОКОСМИЧЕСКОЕ ОБРАЗОВАНИЕ КАК ОДИН ИЗ ВИДОВ СИСТЕМНО-ДЕЯТЕЛЬНОСТНОГО ПОДХОДА В ДЕЛЕ ГРАЖДАНСКО-ПАТРИОТИЧЕСКОГО ВОСПИТАНИЯ УЧАЩИХСЯ

Г.В. Устименко

zervann@yandex.ru

МБОУ гимназия № 18 г. Краснодара

Аэрокосмическое образование для коллектива гимназии стало своеобразной «национальной идеей» в деле гражданско-патриотического воспитания молодежи. Кубань дала старт шести космонавтам и нескольким ученым, что является гордостью и основой в пропаганде космических достижений и успешного усвоения обучающимися новых компетенций в духовно-нравственном развитии личности. Каждое из направлений аэрокосмического образования отражено в авторской программе «Со школьной скамьи – к звездам». В рамках программы ведется обучение теоретическим основам истории авиации и космонавтики, развитие интеллектуальных способностей и формирование практических навыков учащихся. Полученные знания развивают интеллектуальные способности подростков, расширяют кругозор, дают профессиональные ориентиры, а также у гимназистов формируется гражданская позиция и воспитывается нравственная ответственность, чувство патриотизма и гордости за свою родину. Аэрокосмическая деятельность направлена на систематизированное и углубленное познание астрономии, истории авиации и космонавтики.

Системно-деятельностный подход интегрирует различные виды деятельности. Это теоретические занятия в кружке «Гагаринец»; осуществление поисковой и научно-исследовательской деятельности, с дальнейшим участием в различных конкурсах и научно-практических конференциях; формирование архива и пополнения экспонатами и документами экспозиции «Кубань и космонавтика», подготовка и проведение Салонов космонавтики, «Музея в чемоданчике», встречи с космонавтами, ветеранами авиации и космонавтики, авиационный и космический туризм. Собранный материал является основой для издания книг, статей в газетах и журналах. Такие формы деятельности формируют ценностное отношение к научно-космическому наследию, максимально удовлетворяют интерес к космическим исследованиям. Современные космические программы создают возможность для реализации социальных проектов на земле, которые воплощать будут молодые специалисты. Аэрокосмическая отрасль ставит глобальные задачи перед профессионалами высокого класса, поэтому необходимо привлечь молодежь в космическую отрасль, как мне видится на основе поднятия авторитета таких профессий, как ученый, инженер, летчик, космонавт.

Секция 14

РОССИЙСКИЙ ОПЫТ ПРОВЕДЕНИЯ МЕЖДУНАРОДНОГО ЧЕМПИОНАТА «СФЕРЫ»

А.М. Садовский¹
Н.С. Бирюкова²

asadovsk@iki.rssi.ru

¹Институт космических исследований Российской академии наук,
²ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»

Космический эксперимент «Сферы» посвящен программированию космических аппаратов учащимися школ и вузов 14–19 лет. Суть проекта в разработке программ для спутников в рамках ежегодной задачи, которая ставится Массачусетским технологическим институтом. Программы разрабатываются для экспериментальных спутников Сферы (SPHERES), находящихся на борту международной космической станции (МКС).

Эксперимент заключается в программировании спутников, которые затем совершают свободный полёт в условиях микрогравитации во внутреннем объеме отсеков МКС. В рамках эксперимента проводится школьный чемпионат. Чемпионат делится на две части: осенняя сессия для школьников старших классов и летняя — для средних классов.

Задание очередного чемпионата для старших классов объявляется за 5 месяцев до финала. Написанная программа должна контролировать скорость спутника, вращение, направление движения и т.п., не должна превышать установленный размер и должна быть автономной — участники не могут контролировать спутник во время запуска программы. В финале лучшие программы запускаются на МКС в режиме онлайн.

Задача для школьников средних классов объявляется летом и представляет собой часть пятидневной программы по обучению необходимым основам математики, физики и программированию.

Этот проект даёт возможность российским школьникам старших классов и студентам выступить в роли наземных операторов, проводящих научно-исследовательскую работу на борту МКС с использованием спутников Сферы. Проект способствует воспитанию нового поколения учёных и инженеров, помогает молодёжи приобретать инженерно-технический опыт и такие важные профессиональные навыки, как умение решать научно-технические задачи, работать в команде, делать презентации и другие навыки.

В докладе рассматриваются итоги трехлетней работы проекта, достижения, проблемы и нерешенные вопросы.

«ТЕХНОЛОГИИ БУДУЩЕГО» – НАУЧНО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНАЯ КОМПОНЕНТА ВСЕМИРНОГО ФЕСТИВАЛЯ МОЛОДЕЖИ И СТУДЕНТОВ В СОЧИ

В.И. Майорова, А.А. Мокаева, Л.В. Волосатова
ysc@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В период с 14 по 22 октября 2017 года в России прошел Всемирный фестиваль молодежи и студентов. Праздник мирового молодежного сообщества объединил молодых лидеров в различных сферах – молодежь, достигшая успехов в науке, творчестве, спорте, педагогике, IT, политике, лучшие представители студенчества, соотечествен-

Секция 14

ники и иностранцы, интересующиеся российской культурой. Наша страна принимала Фестиваль впервые с 1985 года. Это событие начало счет своим рекордам еще на этапе подготовки. Всего в Фестивале приняли участие около 30 тысяч участников, организаторов и волонтеров из 188 стран. Его можно назвать самым массовым со времен начала фестивального движения. Всего на территории Российской Федерации было проведено 15 региональных площадок в таких крупных городах, как Санкт-Петербург, Калининград, Владивосток, Казань, Оренбург, Великий Новгород, Красноярск, Ростов-на-Дону и другие. По итогу основной площадкой проведения Фестиваля стал Олимпийский парк г. Сочи.

Программа Фестиваля была разделена на три основных блока: культурно-массовая, спортивная и научно-образовательная и дискуссионная программа. В научно-образовательной и дискуссионной программе было сформировано 14 тематических направлений, в числе которых можно отметить «Будущее науки и глобального образования», «Индустрии будущего», «Экология и здоровье» и «Технологии будущего». Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана стал ключевой партнерской организацией при подготовке направления «Технологии будущего» научно-образовательной и дискуссионной программ. Всего в рамках направления в период с 16 по 21 октября было проведено порядка 20 панельных дискуссий, интерактивных встреч, мастер-классов и лекций, которые посетило около 8500 человек.

Одним из мероприятий стала интерактивная панельная дискуссия «Новое пространство для жизни», целью которой было привлечь молодежь к космическим исследованиям, показать, что освоение космоса — это необходимость для сохранения человеческого рода, обозначить важность профессии аэрокосмических инженеров и космонавтов и их роль в космических технологиях будущего. В дискуссии приняли участие космонавты Крикалев Сергей Константинович, Лазуткин Александр Иванович и Новицкий Олег Викторович, которые вместе с будущими покорителями космоса обсудили дальнейшие перспективы развития технологий и индустрии в целом.

В то же время в рамках научно-образовательной и дискуссионной программы на Фестивале ежедневно велась работа секции «Форсайт». Технология форсайт-исследований является одним из инструментов выявления перспективных направлений развития. Форсайт напрямую связан с прогнозированием будущего и включает аспект взаимодействия и учета мнений экспертов-представителей разных ключевых сторон общества. Уникальность применения данной технологии в рамках Всемирного фестиваля молодежи и студентов состоит в уникальности каждого участника секции как представителя не только своего профессионального направления, но и возрастной категории, уровня образования и страны происхождения. Авторы доклада расскажут о научных и образовательных аспектах общения студентов - бауманцев с молодежью мира.

Секция 14

ПРОГРАММА МЕЖДУНАРОДНОГО НАУЧНОГО ЦЕНТРА НЕПРЕРЫВНОГО КРЕАТИВНОГО ОБРАЗОВАНИЯ ПО ЗАЩИТЕ ОБЪЕКТОВ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ ЗА РУБЕЖОМ ДЛЯ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Л.С. Раткин

rathkeen@bk.ru

Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт», ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН

Международным российско-южнокорейским научным центром непрерывного креативного образования (NFTM-TRIZ-CENTER) при участии Национального исследовательского центра «Курчатовский институт» и ФГУ ФНЦ «Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук» (НИИСИ РАН) разработана Программа по защите объектов интеллектуальной собственности за рубежом для аэрокосмической промышленности России. В докладе представлены основные положения Программы, рассмотрены примеры взаимодействия с Межвузовским научно-образовательным центром инженерного творчества (МНОЦИТ), Московским государственным индустриальным университетом (МГИУ) и его структурными подразделениями (включая кафедру «Инженерное творчество и образовательные инновации» – ее новое название «Профессиональная педагогика и креативное образование») МГИУ, Академией профессионального образования (АПО) РФ (на примере Проблемного Совета АПО «Творчество в профессиональном образовании»), Европейской академией естественных наук (ФРГ), Международным обществом по инженерной педагогике (IGIP) и рядом других организаций.

В качестве примеров реализации Программы Международного российско-южнокорейского научного центра непрерывного креативного образования (NFTM-TRIZ-CENTER) при участии Национального исследовательского центра «Курчатовский институт» и ФГУ ФНЦ «Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук» (НИИСИ РАН) приведены авторские разработки, запатентованные в России и за рубежом. Представлены примеры получения автором документов по защите объектов интеллектуальной собственности для аэрокосмической промышленности (от изобретений до товарных знаков), проиллюстрированные особенностями патентования в разных мировых регионах (США, ЕС, страны Юго-Восточной Азии). Отмечено возможное сокращение числа документов по защите прав на объекты интеллектуальной собственности вследствие увеличения патентных пошлин с октября 2017 года, предложены рекомендации в рамках Научно-образовательной программы.

БИБЛИОТЕКА КАК ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ ПРОСТРАНСТВО ОБУЧАЮЩИХСЯ

Т.И. Буркова¹, Т.Л. Михайлова²
fsik62@mail.ru

¹МОУ СОШ № 21 г.о. Подольск,

²Библиотека им. П. Северного, г.о. Подольск

Главная задача современной системы образования – создание условий для качественного обучения. Качественное образование – это не только объем знаний, но и

способность решать проблемы различной сложности на основе имеющихся знаний. Компетентный подход не отрицает значения знаний, но он акцентирует внимание на способности использовать полученные знания. При таком подходе цели образования описываются в терминах, отражающих новые возможности обучаемых, рост их личностного потенциала.

Внедрение компетентного подхода – важное условие повышения качества образования. Согласно программе компетентно - ориентированного подхода в учебно-воспитательный процесс наиболее важными являются следующие ключевые компетенции: познавательная, личностная, информационная, самообразовательная. Формирование этих видов компетенций – одна из основных задач современной библиотеки как общественного института.

Библиотека способствует формированию мотивации ребенка к саморазвитию, самообразованию через предоставление необходимых информационных ресурсов, через обеспечение открытого и полноценного доступа к информации.

Работа библиотеки состоит в активной пропаганде литературы, формировании читательского интереса, повышении информационной культуры. Для достижения поставленной цели необходимо разнообразить тематику, структуру и формы мероприятий через внедрение информационных технологий.

За время работы библиотеки им. П. Северного прошло много нужных и важных мероприятий, но самыми значимыми и востребованными были всегда мероприятия аэрокосмического направления. Эти мероприятия позволяют обучающимся не только расширить свой кругозор, но и прививают интерес к изучению космоса и истории космонавтики. В докладе авторы приводят результаты работы, нацеленной на формирование познавательных, информационных и личностных компетенций учащихся, с использованием открытых информационных ресурсов библиотек.

АЭРОКОСМИЧЕСКОЕ НАПРАВЛЕНИЕ В ИНДИВИДУАЛЬНОЙ ТРАЕКТОРИИ РАЗВИТИЯ ЛИЧНОСТИ ОБУЧАЮЩИХСЯ

Я.А. Краснов, Т.И. Буркова
fsik62@mail.ru

МОУ СОШ «21 г.о. Подольск

В настоящее время в обществе востребованы одаренные личности, способные творчески мыслить в различных областях науки, техники, культуры.

Цель образования сегодня - это создание условия для развития и саморазвития обучающихся, воспитания способности принимать самостоятельные решения.

Современные педагоги ищут новый алгоритм деятельности по созданию необходимых педагогических условий становления готовности ученика к проектированию индивидуальной образовательной траектории как средству развития одаренности.

Цель построения индивидуальной образовательной траектории состоит в освоении одаренными обучающимися спектра социально-средовых условий для максимально полного раскрытия заложенного природой потенциала, создании условий для глубокой довузовской подготовки в области базовых наук, в частности, - физики и астрономии. Каждый обучающийся оценивает свою деятельность и конечный продукт этой деятельности. Сопоставляются личные заслуги с фундаментальными достижениями в этой области, с достижениями других. Наибольшую сложность представляет развитие оценочной компетентности. Необходимо добиться того, чтобы учащиеся реально оценивали результаты собственной проектной деятельности и осмысливали свои до-

Секция 14

стижения и неудачи как важное средство управления своим индивидуальным образовательным маршрутом.

ПУТЕВОДИТЕЛЬ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ПЕРСПЕКТИВ УЧЕНЫЙ – УЧИТЕЛЬ – УЧЕНИК

И.И. Куркин, А.Ю. Мерьков
kurkinii@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Для решения важных проектных задач будущего необходимо, чтобы учебные процессы носили ориентирующий характер. С этой целью необходимо организовать сопровождение образовательных процессов специалистами, владеющими опытом создания больших технических систем. Основателями такого подхода являются генеральные конструкторы и академики России.

«Путеводитель аэрокосмических перспектив» как методическая основа консолидации связывает известное прошлое и настоящее с неизвестным и бесконечным будущим. Будущее принадлежит молодому поколению ученых. Они должны уметь отвечать на вопросы из будущего. Что будет, если? Что необходимо сделать?

Путеводитель оперирует глобальной информацией, определяющей мировой уровень проектных разработок масштабных изделий России, США, Германии, Франции, Китая и других. Он ориентирован на новации, определяющие широкие возможности техники и технологий разных стран в космосе.

С использованием комплекса сценариев автор демонстрирует альтернативные варианты сочетаний систем и подсистем в составе сложных технических изделий для наделения их новыми возможностями.

Литература: И.И. Куркин «Аэрокосмическое будущее России Ученик-Учитель-Ученый» Сборник научных статей. Институт стратегии развития образования. Российская академия образования. Ростов-на-Дону 2016 г.

«ОНИ БЫЛИ ГЛАВНЫМИ» КОНТЕНТ-АНАЛИЗ ВОСПОМИНАНИЙ УЧЕНЫХ-КОНСТРУКТОРОВ, СТОЯВШИХ В НАЧАЛЕ СОВЕТСКОЙ КОСМОНАВТИКИ

И.В. Гребенченко gребенченкоirina@mail.ru

Московский Государственный Университет им. М.В. Ломоносова, Исторический факультет

Совет Главных Конструкторов – в некотором смысле уникальное явление для космонавтики. Он начал формироваться в послевоенные годы (1945-1946 гг.) в Германии, куда В. П. Бармин, В. П. Глушко, С. П. Королев, В. И. Кузнецов, Н. А. Пилюгин и М. С. Рязанский были направлены для изучения немецкой баллистической ракеты ФАУ-2. Большую роль играл М. В. Келдыш, главный теоретик космонавтики.

Личности «звездной шестерки» были скрыты от общественности. Засекреченные конструкторы интересовали советский народ на протяжении всего периода первых успехов советской космонавтики, о них писали в газетах, строили догадки. Возможно, именно обстановка строжайшей секретности привела к тому, что за более чем семидесятилетнюю историю космонавтики о членах Совета писали лишь официальные

биографии, однако работ, посвященных ученым как людям, личностям, со своими характерами, судьбами, проблемами, взаимоотношениями, так и не было написано.

Интересно оценить роль персональных контактов в деятельности высшего звена руководителей такой сложной научной и инженерной отрасли, как советская космонавтика.

Целью данного исследования является изучение формирования взаимодействия членов «Совета главных», а также Б.Е. Чертока и М.В. Келдыша, определение, как складывались отношения между ними, а также роли коммуникативного фактора в этом процессе.

Для анализа используются источники личного происхождения, то есть переписка, дневники и воспоминания конструкторов, в которых они упоминают о своей работе и своих коллегах, а также дают оценку деятельности и личности этих коллег.

Методом исследования источников личного происхождения членов Совета был выбран контент-анализ, как инструмент, представляющий собой синтез количественного и качественного подходов к изучению исторического источника и позволяющий получить более объективные результаты благодаря точному подсчету определенных индикаторов. В работе также используются методы статистического анализа.

СИСТЕМНЫЙ ИНЖИНИРИНГ В ПРОЕКТНО-ОРИЕНТИРОВАННОМ ОБУЧЕНИИ СТУДЕНТОВ

В.И. Майорова

ysc@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проблема молодых инженерных кадров существует на современном этапе во всем мире. В России, также, как и в крупных промышленно развитых странах, большинство школьников желает стать юристами, финансистами, экономистами. Как отмечается в докладе Еврокомиссии «на протяжении следующих 20 лет Европейский Союз еще будет испытывать потребность по меньшей мере в 20 миллионах образованных иммигрантов». Из этого следует, что развитие инженерного мышления, источником которого является физико-математическое мышление, это – задача, актуальность которой для развитых стран и, прежде всего, для России нельзя переоценить в ближайшие 20 лет.

Подготовка специалистов по проектированию и разработке сложных, высокотехнологичных объектов ракетно-космической техники имеет свои специфические особенности: современному инженеру требуется большой объем знаний, высокий уровень их сложности, необходимость учета в проектировании всех этапов жизненного цикла объектов, необходимость знания не только проектируемой системы, но и всех смежных систем, с которыми она взаимодействует, а также большой системы, подсистемами которой являются все упомянутые выше системы. При этом необходимо владеть не только общей методологией решения сложных инженерных задач, но и способов их практической реализации на современном уровне. В современных условиях к ракетной и космической технике предъявляются всё более высокие технические, экономические и социальные требования. Прежде всего, они направлены на значительное повышение технического уровня и эффективности применения летательных аппаратов, что является важной народнохозяйственной проблемой. Решение этих задач неразрывно связано с повышением качества проектирования и конструирования, так как на этом этапе определяются и закладываются основные технические характеристики и параметры разрабатываемых технических средств. Для генерации оригинальных идей требуются высококвалифицированные

Секция 14

специалисты. При этом особое значение приобретают проблемы реализации мыслей конструктора в металле, то есть технологические вопросы, от которых в значительной мере зависят стоимость и качество изделий, возможность реализации проектных решений. Создаваемые ракетные и космические комплексы относятся к большим техническим системам (БТС). Усиление взаимосвязи и взаимообусловленности между входящими в них составляющими подсистемами, комплексами и изделиями сопровождается дальнейшим усложнением задач, решаемых проектантом, конструктором, материаловедом и технологом. В процессе их создания и эксплуатации возникает потребность оптимального решения ряда организационных, экономических, технологических и других проблем. Все это вызывает необходимость применения системного подхода не только к процессам создания и эксплуатации БТС, но и подготовки кадров для них. При проектировании, создании, испытаниях и эксплуатации сложной космической техники специалисты имеют дело с анализом больших технических систем (БТС), поэтому им необходимо применять методы и модели, разработанные не только в технике, но и в кибернетике, информатике, экономике.

Анализ деятельности инженеров в промышленности показывает, что в современных условиях усложняются не только сами производственные системы и комплексы –необратимо и многогранно усложняется и деятельность по их созданию. В целях обеспечения высокого качества и конкурентоспособности производства ракетно-космической техники от проектировщиков требуется не только высокий профессионализм, но и способность к непрерывному совершенствованию своих профессиональных компетенций, готовность к творческому осмыслению достижений зарубежных коллег. Более того, требуется творческая склонность к формированию на основе мирового опыта, собственных эффективных системных разработок, способность к созданию и управлению целенаправленной деятельностью креативных специалистов разного профиля в составе специальных проектных команд.

Современный опыт подготовки инженеров показывает эффективность применения системного инжиниринга при выполнении сложных технических проектов. Системный инжиниринг - целостный, междисциплинарный, ориентированный на изделие подход, отвечающий за создание и выполнение процессов, охватывающих различные инженерные дисциплины и используемый для контроля процесса разработки сложных, инновационных изделий и систем. Системный инжиниринг используется для управления разработками сложных инновационных изделий и систем.

В докладе на примере выполнения сложных технических проектов показан процесс обучения студентов МГТУ им. Н.Э. Баумана проектированию и разработке изделий ракетно-космической техники на современном уровне. Рассмотрены примеры участия студентов во всех этапах жизненного цикла создания микроспутника «Бауманец-2», пикоспутника «Парус-МГТУ», наноспутника «Ярило» с использованием системного инжиниринга как междисциплинарного подхода, определяющего полный набор стоящих перед разработчиком задач: управленческих, технических, экономических, временных и других. Углубленные знания прикладной ориентации позволяют будущему инженеру видеть весь объем стоящих перед ним междисциплинарных задач, расширяют диапазон его творческой деятельности, развивают навыки профессиональной коммуникации на системном уровне и тем самым обеспечивают условия для целенаправленного формирования системного мышления в целом.

О ПОДГОТОВКЕ СПЕЦИАЛИСТОВ – АНАЛИТИКОВ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

А.В. Кудрявцева
М.К. Штукатуров

anastasia.nnn2011@yandex.ru
mihail-shtuk@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Создание ракетно-космической техники - это сложная инженерно-техническая задача по реализации эффективной системы производства, обслуживания и мониторинга основных направлений ракетно-космической деятельности, включая транспортную сеть автомобильных и железнодорожных дорог, различных видов связи, строительство и эксплуатацию электростанций, решение экологических проблем, и др. Весь этот комплекс задач выдвигает новые требования к инженерам XXI века, проектировщикам, экологам, так как принятые инженерные решения активно влияют на природу, общество, и иногда эти решения бывают столь велики, что социальная ответственность инженеров перед обществом возрастает, в особенности, когда неудачные старты создают опасность по траектории полета ракеты, а при неконтролируемом полете, например, падении крупных и мелких частей ракетных систем, вообще создает угрозу жизни и здоровью человека.

Деятельность современного разработчика космических систем связана с природной средой - основой жизни общества, и самим человеком. Поэтому ориентация современного инженера только на технические расчеты, включая математику, физику, которые изначально формируются еще в вузе, не отвечает его подлинному месту в научно-техническом развитии современного общества. Решая профессиональные задачи создания систем, позволяющих выводить на орбиту полезные грузы, инженер активно влияет на общество, самого себя - человека, и на природу и не всегда наилучшим образом. Социально-экономическая направленность инженерной работы оказывается совершенно очевидной в рамках рыночной экономики и международного сотрудничества в сфере космонавтики. Важнейшим элементом создания при реализации любых технических систем, а космических в частности, является также мониторинг и анализ сложившейся ситуации, как технической, экологической так и информационной на каждом этапе ее реализации. Здесь важно использовать аналитический аппарат мониторинга, контроля и формировать систему принятия решений на каждом этапе функционирования технической системы. Мониторинг информационных источников – один из инструментов, который позволит придать процессу создания космической техники социотехническую направленность.

Поэтому для повышения эффективности космической отрасли наряду с существующей эффективной подготовкой инженерных кадров необходима подготовка специалистов по мониторингу и обработке получаемых и накопленных баз данных. Работа с такими базами данных позволит реализовать эффективную политику принятия решений для совершенствования работы ракетно-космической отрасли.

Секция 14

ПЕРВЫЕ ШАГИ УЧАЩИХСЯ ШКОЛ В ПРОЕКТНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ И ЕЕ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ

В.В. Воробьев

didaskalia-vvv@mail.ru

Союз краеведов России

Несмотря на то, что проектная деятельность сегодня ещё только вводится в школьный образовательный процесс, а школьникам и их учителям приходится постепенно овладевать этим видом деятельности, уже сейчас можно делать некоторые обобщения, опираясь на опыт прошлых лет (она стала развиваться примерно с середины 90-х годов). К её достоинствам надо отнести то, что она включает в себя учебную и воспитательную составляющие.

Учителя, ведущие такую работу, видят перед собой различные ориентиры, отсюда происходит широкое разнообразие форм самой деятельности и работ учащихся. На конференциях ученики представляют реферативные работы, работы в которых видна попытка спроектировать и сделать макеты своими руками; иногда представляются исследования конструкций и т.д. Всё это множество направлений может стать основой для единого подхода.

Как организатор и участник множества ученических научно-технических и методико-педагогических конференций (занимаюсь данной темой с 1998 года) вижу пути совершенствования этой работы. Необходимо выработать систему для работы с учащимися, в которой учебный план должен быть распisan на несколько лет. Только в этом случае можно будет уйти от спонтанности принятия решений учителя и ученика по выбору темы, формы ученической работы и т.д.

Первые шаги для младших школьников должны быть связаны с историей научно-технических достижений российских учёных и инженеров – так появится возможность решать и задачу патриотического воспитания. Ученики старшего возраста познакомятся с техникой конкретной отрасли и попытаются воспроизвести технические устройства, успешно работавшие и ещё служащие людям. Распределение задач в зависимости от возраста школьника позволит избежать досадных ошибок у старшеклассников. Их действия станут более сознательными. Произойдёт резкое снижение влияния негативных «случайностей», которые сегодня заранее трудно предсказать. Системно выстроенная, с подбором задач, опирающихся на образовательные и производственные ориентиры нашего Отечества, проектная деятельность получит развитие в правильном направлении и даст более высокие результаты.

МОЛОДЕЖНЫЕ НАУЧНЫЕ ПРОЕКТЫ

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ УНИФИЦИРОВАННЫХ КОСМИЧЕСКИХ МОДУЛЕЙ ПРИ СТРОИТЕЛЬСТВЕ ОРБИТАЛЬНЫХ И ПЛАНЕТНЫХ ОБЪЕКТОВ

А.Б. Степашкин, И.Е. Никулин

seamos@yandex.ru, igornikulin2014@yandex.ru

Инженерно-техническая школа им. П. Р. Поповича

В настоящее время практика строительства орбитальных станций демонстрирует движение конструкторской мысли в сторону строительства комплексов «разомкнутого типа», а у посадочных планетных модулей (Луна, Марс) - в сторону строительства одномодульных взлетно-посадочных систем (Россия (СССР), США, Китай). Кроме того,

все модули орбитальных и планетных комплексов уникальны по своим конструкциям и размерам. А в условиях международного строительства совместных объектов, различаются еще и по производственным технологическим цепочкам. Все это ведет к усложнению решаемых задач и удорожанию конечного продукта.

Конечно, эти решения продиктованы современными реалиями проектирования и энергетическими возможностями силовых установок. Унификация в контексте нашего исследования:

- в процессе конструирования изделия — это многократное применение в конструкции одних и тех же деталей, узлов, форм поверхностей;
- это способ повысить серийность операций и выпуска изделий и, как следствие, удешевить производство, сократить время на его подготовку;
- как разновидность унификации - агрегатирование (принцип модульности), - возможность создать новое изделие на основе комбинации уже имеющихся унифицированных агрегатов, которые обладают полной взаимозаменяемостью (совместимостью) по эксплуатационным показателям и присоединительным размерам.

В проекте рассмотрены предложения по строительству орбитальных и посадочных комплексов «замкнутого типа». Проведено сравнение «слабых и сильных мест» обоих типов конструкций, предложены схемы развертывания орбитальных и планетных комплексов «замкнутого типа».

Цель работы: исследование возможности встраивания модульной концепции, на основе унифицированных космических модулей (УКМ), построения планетных и орбитальных (обитаемых и беспилотных) космических объектов в существующие и перспективные разработки ракетных систем доставки грузов и экипажей на орбиты Земли и Луны, а также, на поверхность Луны, на примере лунной базы.

Поверхность унифицированного космического модуля (УКМ) имеет форму эллиптического цилиндра, усеченного плоскостями с обоих концов параллельно большой оси формирующего эллипса под углом 45° каждая.

В работе проведена качественная оценка возможности реализации принципов построения, способов сборки и вариантов конфигураций планетных и орбитальных (обитаемых и беспилотных) космических объектов на базе УКМ.

Проведен сравнительный анализ свойств конструкций для традиционного способа компоновки космических модулей (сборка модулей в единую систему разомкнутого типа) и для предлагаемого способа компоновки космических блоков на базе УКМ (сборка модулей в единую систему замкнутого типа).

Определены предварительные массо-габаритные характеристики УКМ с учетом возможностей существующих и перспективных отечественных ракет-носителей и разгонных блоков.

Рассмотрены возможности изготовления различных типов УКМ по функциональному назначению.

В процессе разработки проекта изготовлены демонстрационные макеты, иллюстрирующие доставку УКМ с Земли на опорную орбиту, сборку УКМ на орбите ИСЗ в орбитальные комплексы, а также макет лунной базы с использованием УКМ.

Сформулированы предварительные выводы о возможностях и преимуществах использования УКМ при освоении ближнего и дальнего космоса.

Секция 14

«ORBICRAFT PRO» – CUBESAT - КОНСТРУКТОР НА ОСНОВЕ КОМПЬЮТЕРА RASPBERRY-PI

З.С. Жумаев, Р.Н. Жарких, М.С. Козельский, А.Л. Власкин, А.С. Сивков, А.В. Пуриков, Д.В. Андреенков, И.С. Жаренов, В.Е. Штейнгардт
z.zhumaev@sputnix.ru

ООО «Спутникс»

Стандарт Cubesat был разработан для демократизации доступа студентов в космос. Тем не менее, разработка миссии Cubesat всё еще является сложной задачей. Типичные компоненты наноспутника достаточно дорогие даже для университетов топ-уровня. На сегодняшний день существуют некоторые проекты ориентированные на снижение цены компонент, но проблема доступных приборов все ещё не решена. Кроме того, из от одного проекта к другому студенты сталкиваются с решением одних и тех же задач, вместо того чтобы сфокусироваться на решении целевой задачи миссии.

Типичная цена бортового компьютера Cubesat более 4000 евро. Вместо разработки БВМ кубсата традиционным способом, разработчики могут использовать промышленный компьютер как Arduino или Raspberry-pi ценой около 40 евро. Raspberry pi является достаточно мощным вычислителем с полноценной операционной системой (ОС) и множеством готового бесплатного программного обеспечения (ПО) и пользовательских библиотек. Поэтому СПУТНИКС решила использовать Raspberry pi как вычислительное ядро кубсатовской продуктовой линейки «Orbcraft Pro».

Пользовательская библиотека функций высокого «SPUTNIX Cubesat API» для Raspberry pi существенно ускоряет разработку бортового ПО, позволяя команде сфокусироваться на целевой задаче, вместо решения задач низкоуровневого программирования.

Предлагаемый конструктор кубсатов подходит не только для запуска в космос, но и благодаря бюджетности решений может быть использован в лабораторной практике в школах и университетах. Доступен «Orbcraft Pro» в 2-х вариантах: 1U Cubesat с грубой магнитной системой стабилизации и 3U Cubesat с трехосной системой ориентации и стабилизации (СОС). Оба варианта подходят для множества обучающих и прикладных задач, включая разработку наноспутника, системную инженерию, разработку конструкции летательных аппаратов, планирование космической миссии, управление космическим аппаратом и обработку телеметрии, разработку бортового ПО, сборку наноспутников, проведение комплексных испытаний, интеграцию и управление полезной нагрузкой (ПН) в лабораторных условиях и на орбите.

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ЧАСТИЧНОЙ АВТОМАТИЗАЦИИ ПРОЦЕССА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВОЗВРАЩАЕМЫХ МЕЖПЛАНЕТНЫХ МОДУЛЕЙ

В.В. Леонов, М.А. Эфендиев
lv@bmstu.ru, ipsum95@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

При проектировании перспективных возвращаемых межпланетных модулей или спускаемых аппаратов, как и любой другой сложной технической системы, возникает проблема, связанная с необходимостью комплексного многокритериального анализа

большого количества различных данных и поиска компромисса между различными параметрами разрабатываемой системы, технологическими возможностями предприятий-изготовителей и экономическими соображениями. Современный уровень развития компьютерной техники посредством разработки специального программного обеспечения позволяет достичь частичной автоматизации процесса наработки, анализа и сопоставления большого количества данных и альтернативных вариантов, что, в свою очередь, ещё на ранних стадиях проектирования позволит комплексно с достаточно большой детализацией, точностью и достоверностью определить наиболее рациональные параметры как возвращаемого модуля в целом, так и отдельных его систем.

В работе представлены промежуточные результаты первого этапа проекта, направленного на создание инструмента, реализованного в виде программного комплекса и позволяющего частично автоматизировать обработку большого объёма данных по альтернативным вариантам конструкции спускаемых аппаратов.

На первом этапе спускаемые аппараты рассматриваются в осесимметричной постановке. Такое представление без особых упрощений охватывает аппараты баллистического и «скользящего» спуска (например, типа «Союз» или «Аполлон») и в первом приближении аппараты класса «Несущий корпус» (например, «Клипер»).

Особое место в проекте уделено вопросам теплозащиты аппарата. Это обусловлено тем, что именно высокие тепловые нагрузки, воздействующие на спускаемый аппарат, в значительной степени ограничивают свободу выбора проектантом геометрических обводов изделия, типов и характеристик исполнительных органов системы управления и посадки, а значит и возможности аппарата.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда (проект №17-79-10450)

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ НАНОСПУТНИКА С ДВУХЛОПАСТНЫМ РОТОРНЫМ СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ ДЛЯ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ МИССИЙ

А.С. Попов, М.В. Ульянов, Н.В. Ульянова
www-sm2@yandex.ru, Envy-t4@yandex.ru, natka7726@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э.Баумана

Появление новых материалов и миниатюризация электронных компонент привели к возможности создания космических аппаратов класса наноспутников, что открыло перспективы практического применения солнечного паруса. В данной работе рассмотрен пример малого межпланетного космического аппарата с солнечным парусом: осуществлен выбор угловой скорости и параметров наноспутника с двухлопастным роторным солнечным парусом. Управление аппаратом предполагается осуществлять, основываясь на эффекте Джанибекова. Теоретическим обоснованием данного эффекта служит теорема Пуансо «О неустойчивости стационарного вращения твердого тела вокруг оси среднего по величине момента инерции». Основным критерий работоспособности спутника в рассматриваемом случае — стабилизация вращением и возможность управления посредством изменения его момента инерции. Если соблюдается определенное соотношение моментов инерции и вращение осуществляется относительно заданных осей, то наблюдается устойчивое вращение (без переверотов аппарата). Угловая скорость космического аппарата, стабилизированного вращением, меняется по мере развертывания солнечного паруса, однако световое воздействие

Секция 14

на лопасть вызывает ее прогиб, изменяя момент инерции так, что при определенных ее значениях переориентация, основанная на упомянутом выше эффекте, становится невозможной. Следовательно, необходим выбор не только геометрических параметров солнечного паруса, но так же концевой массы лопасти и массово-инерционных параметров самого спутника. Анализ проводился на примере лунного исследовательского аппарата формата CubeSat. Корпус космического аппарата имеет вид прямоугольного параллелепипеда формата CubeSat 6U+. Данная конфигурация предполагает размещение научной аппаратуры для исследования Луны с внешней и внутренней частей аппарата. В расчетах предполагалось, что аппарат крепится к геостационарному спутнику. После выхода на заданную орбиту, происходит отстыковка и последующее изменение параметров орбиты с помощью солнечного паруса с целью выхода из сферы действия Земли.

ИСТОРИЯ И АКТУАЛЬНОСТЬ ИССЛЕДОВАНИЯ ПЛАНЕТЫ ВЕНЕРА

А.В. Косенкова

tarasova_av@laspace.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Венера – ближайшая к Земле планета Солнечной системы, известная людям с глубокой древности. Эта планета похожа на Землю, что во многом определило высокий интерес к ее исследованию. Однако изучение Венеры затруднено, поскольку ее поверхность постоянно скрыта плотной атмосферой и облачным слоем, окутывающим планету.

Изучение Венеры как планеты Земной группы представляет интерес не только с точки зрения фундаментальной науки, но и с точки зрения сравнительной планетологии: исследования Земли, Венеры и Марса позволяют лучше понять раннюю историю формирования и развития планет земной группы, эволюцию их атмосфер, различие в истории их тектонической активности. В частности, это позволяет провести параллели в будущее, показывая возможные пути эволюции нашей Земли, ее атмосферы и климата.

В действительности температура поверхности Венеры не всегда была такой высокой, на ранней стадии эволюции она была больше похожа на Землю. Но лишилась своих водных запасов по причине тепличного (парникового) эффекта, что может угрожать и нашей планете. Ведь в последнее время на Земле происходит схожее изменение климата. Поэтому изучение Венеры может помочь понять прошлое, и даст возможность спрогнозировать будущее.

И, несмотря на впечатляющие успехи Венеры Экспресс и предшествующих проектов, ключевые проблемы формирования и эволюции Венеры, состояния ее климата, такие как природа парникового эффекта, состав и строение облачного слоя, «неизвестный» ультрафиолетовый поглотитель, зональная суперротация, происхождение и эволюция атмосферы, проблема воды, взаимодействие с солнечным ветром, а также проблемы взаимодействия поверхности планеты с атмосферой остаются нерешенными. Таким образом, актуальным является комплексное изучение планеты как на новом научно - техническом уровне, так и на основе существующего задела по данной тематике, используя орбитальный аппарат для изучения околопланетного пространства; посадочный модуль для исследования состава поверхности планеты, процессов ее формирования и становления; так называемый субспутник, состоящий из двух или нескольких аппаратов для еще не проводившегося при исследовании других планет одновременного измерения плазмы и магнитного поля; а также долгоживущую станцию для изучения планеты.

РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ ПОСТРОЕНИЯ АВТОМАТИЧЕСКОГО КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА НА ОРБИТЕ ЗЕМЛИ

В.А. Игрицкий, В.И. Майорова, А.А. Мокаева, А.Н. Рязанцев, С.Е. Шишкин, Д.А. Кириевский, В.А. Бугров, Н.А. Соловьев, В.Г. Мельникова, Е.Д. Тимакова, М.К. Кузнецов
ysc@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время без участия человека не представляется возможным реализация многих космических программ на околоземных орбитах. У пилотируемых миссий есть ряд недостатков. Например, человек освоил только узкий класс околоземных орбит, где от губительной космической радиации защищает магнитное поле Земли. Также можно отметить уменьшение полезного рабочего времени космонавтов вследствие необходимости поддержания их здоровья и обслуживания станции, сложность, дороговизну и большой вес систем жизнеобеспечения. Однако с развитием науки и технологий появляются возможности проектирования автоматических космических комплексов. Создание таких станций позволит сократить массу аппаратов, увеличить срок эксплуатации, уменьшить риски и время подготовки миссий.

В рамках работы Всероссийской молодежной научной школы с международным участием «Исследование космоса: теория и практика» летом 2017 года международным коллективом студентов был выполнен коллективный проект, целью которого являлась разработка концепции создания автоматической околоземной станции, управляемой с помощью мобильных роботов.

В ходе работы над проектом были проведены поиск, анализ и моделирование возможных вариантов формы конструкции, компоновки автоматической станции и входящих в нее систем. Были выполнены массовые сводки, произведена оценка мощностей оборудования, рассчитана система стабилизации и ориентации, осуществлен подбор ракет-носителей для вывода полезных грузов, проработан порядок и программа пусков и развертывания станции. С учетом возросшего интереса к космическим исследованиям, а также популяризации освоения космического пространства были рассмотрены различные варианты использования космического комплекса, типы возможных экспериментальных установок и организация работы на станции.

РАЗРАБОТКА РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ОБСЛУЖИВАНИЯ АВТОНОМНОЙ НЕОБИТАЕМОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

Я.В. Трояновский, А.А. Мокаева, О.Г. Русанова
ysc@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Опыт работы на орбитальных станциях показал широкий спектр задач, которые можно решить только в условиях околоземной орбиты, например, производство новых материалов, полученных в условиях низкой гравитации. Эксперименты по изучению космической среды позволяют использовать космические станции в промышленных целях. Кроме того, в настоящее время ведущие космические агентства мира предполагают использование космических станций на околоземной орбите как базу для дальних пилотируемых полетов.

Секция 14

В рамках летней школы с международным участием «Исследование космоса: теория и практика-2017» разрабатывался проект по созданию концепции негерметичной околоземной станции, деятельность на которой осуществляется посредством робототехнических систем. Такой подход позволит сократить время пребывания человека в условиях космической радиации и удешевить обслуживание космических станций, так как для функционирования робота не требуются такие сложные системы, как для жизнеобеспечения человека.

Целью данной работы являлась разработка робототехнических средств для выполнения широкого спектра задач на автономной обитаемой орбитальной станции.

Деятельность роботов на станции можно разделить на несколько категорий.

Для выполнения задач, связанных с проведением экспериментов и промышленным производством на станции, мы предложили концепцию шагающего робота-андроида. Система представляет собой человекоподобного робота высотой 1500 мм. Идея использования шагающих роботов на автономной станции предполагает наличие магнитной поверхности по её корпусу. Крепление андроида к поверхности станции осуществляется с помощью электромагнитов в режиме работы робота и постоянными магнитами в режиме зарядки аккумулятора. Робот должен максимально точно повторять действия оператора, находящегося на Земле. Управление роботом с Земли осуществляется в режиме виртуальной реальности с помощью специального костюма, ограничивающего степени свободы при движении человека согласно конструкции робота. Предусматривается и выполнение действий роботом согласно определенной программе.

При дистанционном управлении роботом с Земли остро ставится вопрос связи и передачи данных. Согласно расчётам, связь с Землёй такой системы будет осуществляться со скоростью 4.8 Мбит/с. Общее потребление мощности одного робота составляет 1640 Вт, что, с учётом вырабатываемой на станции мощности, позволяет использовать от двух до десяти роботов такого типа для обеспечения всех видов научно-производственных задач на станции.

К другой категории выполняемых операций относится возможное коммерческое применение роботов. Предполагается использование до 8 роботов-андроидов размером 800 мм, например, для нужд кинематографа или в иных коммерческих целях.

Для обслуживания станции была разработана концепция сферического дрона диаметром 250 мм. Движение робота осуществляется за счёт реактивной тяги. В качестве сменных модулей для дрона предусмотрены камера, манипуляторы с инструментами для различных задач и дополнительный топливный бак. Предполагается использование двух таких дронов для обслуживания внешней поверхности станции и труднодоступных для андроидов мест.

В качестве системы для сборки, ремонта и обслуживания станции, а также для стыковки транспортных кораблей, прибывающих к станции, мы предлагаем использовать многозвенный манипулятор типа ERA (European Robotic Arm). Механические захваты, установленные на ERA, позволяют стыковать манипулятор к различным участкам поверхности станции, благодаря чему манипулятор может перемещаться в любую необходимую точку для обслуживания станции.

Таким образом, мультиагентный комплекс, состоящий из числа многофункциональных роботов-андроидов, дронов и манипулятора, представляет собой группировку роботов, способную выполнять широкий спектр задач, связанных с возведением и обслуживанием негерметичной орбитальной станции, проведением научных экспериментов и обеспечением производственных процессов.

НАВИГАЦИОННО-БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ОБСЛУЖИВАЕМОЙ РОБОТАМИ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ ЗЕМЛИ

**М.А. Айрапетян, Б.О. Васильков, А.М. Закалужский, Т.А. Кабанова,
А.С. Пачин, Р.Р. Фролов**
ysc@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Способны ли роботы заменить работу людей в космосе? По этому поводу ведется множество дискуссий среди специалистов космической отрасли. На данный момент у человечества накоплен огромный опыт работы на орбитальных станциях, в ближайшее время планируется создание орбитальной станции Луны. Кроме того, были разработаны технологии, позволяющие применять роботов в космическом пространстве. Одни из них работают на МКС совместно с людьми, другие – на планетах Солнечной системы, на которых человек пока не может добраться.

Для исследования поставленного выше вопроса авторами предложена концепция создания орбитальной станции Земли, обслуживаемой роботами. В данной работе рассматривается баллистическая часть проекта по разработке данной концепции.

Начальным этапом работы является выбор оптимальной орбиты, учитывающий влияние радиационных поясов. Как известно, радиация негативно влияет на работу аппаратуры. Важным направлением работы является решение задачи связи разрабатываемой станции с Землей для приёма телеметрии и передачи командно-программной информации. Необходимо осуществить подбор параметров орбиты таким образом, чтобы минимальное окно связи с крупными городами, необходимое для взаимодействия операторов и научных коллективов с роботами, было около часа.

Исходя из всех ограничений, был сделан вывод, что подходящая орбита должна находиться между первым и вторым радиационными поясами Земли. Для решения рассматриваемой задачи обеспечения связи была построена математическая модель движения орбитальной станции, на основе которой были рассчитаны соответствующие зоны видимости и сеансы связи. Была также разработана стратегия вывода станции на орбиту, а именно – рассчитана траектория полета на низкую околоземную орбиту и перелёт с нее на целевую орбиту с применением двухимпульсного некомпланарного перехода и частичной коррекции наклона при осуществлении первого импульсного манёвра.

СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА ПЕРСПЕКТИВНОЙ НЕГЕРМЕТИЧНОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ, ОБСЛУЖИВАЕМОЙ ДИСТАНЦИОННО УПРАВЛЯЕМЫМИ РОБОТАМИ

А.М. Кривошей, В.Ю. Скидченко, В.А. Игрицкий, Е.А. Шикерина, Е.О. Жеребцова
ysc@bmstu.ru, ysc@sm8.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Выполнение научных и технологических программ как с помощью пилотируемых, так и автоматических космических аппаратов на современном уровне развития науки и техники связано с целым рядом трудностей, которые включают для автоматических аппаратов достаточно длительный срок разработки и ожидания запуска при ограниченных возможностях вмешательства в ход эксперимента, а для пилотируемых орбитальных станций – особо жесткие ограничения по безопасности и повышенную

Секция 14

стоимость работ. При этом в подавляющем большинстве случаев непосредственный контроль над экспериментом для не являющегося космонавтом исследователя в обоих случаях крайне затруднен. В рамках Всероссийской научной школы с международным участием «Исследование космоса: теория и практика – 2017», проводимой УНМКЦ МГТУ им. Н. Э. Баумана был выполнен коллективный проект, целью которого была разработка автоматической космической станции под управлением роботов в качестве одного из путей преодоления описанных выше трудностей. Антропоморфные роботы, управляемые в режиме реального времени с Земли и рассчитанные на использование людьми без специальной подготовки путем создания эффекта присутствия, должны существенно облегчить доступ к работе непосредственно на орбите как исследователей, так и других категорий людей, что позволит реализовывать, например, соответствующие образовательные программы.

Космическая станция представляет собой негерметичный космический аппарат, частично собираемый из отдельных деталей прямо на орбите с непостоянным составом оборудования. В связи с этим рассматривалось использование в качестве радиаторов системы обеспечения температурного режима как плоских конструктивных элементов станции – «палуб», предназначенных для перемещения роботов и размещения оборудования, так и переносных радиаторов, размещаемых в местах с наибольшими тепловыми нагрузками. При этом для обеспечения термостатирования оборудования предлагается устанавливать специальные унифицированные теплопередающие фланцы в сочетании с использованием экранно-вакуумной теплоизоляции на других его поверхностях.

Анализ возможных конструктивных особенностей системы обеспечения теплового режима показал, что особую сложность при рациональной «многопалубной» конструкции станции будет представлять обеспечение перераспределения тепловых потоков с освещённых солнцем «палуб» на неосвещённые, особенно в случае их мелкоузловой сборки на орбите. Это потребует, как минимум, включения в связывающие их конструктивные элементы тепловых труб и обеспечение их теплопередающими фланцами. С помощью аналогичных фланцевых соединений и локализованных в пределах отдельных узлов станции тепловых труб предусматривается также обеспечивать перераспределение тепловых потоков вдоль «палуб» станции. Возможность установки дополнительных радиаторов при этом предусматривается за счет наличия значительных вырезов в части стен станции, укрытых только экранно-вакуумной теплоизоляцией. Радиатор при этом может крепиться между фланцем корпуса станции и термостатируемым оборудованием с выводом излучающей поверхности за пределы контура станции в направлении, где он не помещает работе солнечных батарей, системы связи и стыковочным операциям, что обеспечивается соответствующей архитектурой станции.

К ВОПРОСУ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭРГОНОМИЧНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ДИСТАНЦИОННО УПРАВЛЯЕМЫМИ С ЗЕМЛИ АНТРОПОМОРФНЫМИ РОБОТАМИ НА ОКОЛОЗЕМНОЙ ОРБИТЕ

А.Е. Игнатьева, В.А. Игрицкий
usc@sm8.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Космическое пространство даже на околоземной орбите является исключительно вредной и опасной средой с точки зрения пребывания в нём человека. Это, наряду

с высокой стоимостью полётов на орбиту, достигающей сотен миллионов рублей на человека, резко ограничивает круг людей, принимающих участие в работах непосредственно на орбите, что затрудняет проведение экспериментов и прочую деятельность в космосе. Кроме того, пребывание на борту космического аппарата человека накладывает дополнительные ограничения по требованиям безопасности, что является серьезным препятствием для проведения многих экспериментов и технологических операций. Одним из путей преодоления вышеперечисленных трудностей является применение дистанционно управляемых антропоморфных роботов, обеспечивающих эффект присутствия на космической станции для не имеющих специальной подготовки людей, расположенных на поверхности Земли.

Для имитации действия гравитации при этом возможно использование магнитных креплений нижних конечностей роботов к поверхности специально спроектированной орбитальной космической станции, проект которой разрабатывался в рамках Всероссийской молодёжной космической школы с международным участием «Исследование космоса: теория и практика – 2017», проводимой УНМКЦ МГТУ им. Н.Э. Баумана. Было выявлено, что ключевым вопросом в обеспечении естественности управления такими роботами является обеспечение приемлемой задержки сигналов в цепи управления роботом с учетом обратной связи, которая для комфортной работы не должна превышать нескольких десятых долей секунды по возможности приближаясь к 0,1 с.

Для обеспечения достаточной эргономичности управления было предложен комплекс мер, обеспечивающих эргономичность управления роботами на борту орбитальной станции. В частности, для исключения задержек в телекоммуникационных сетях предложено использовать только связь в пределах прямой видимости от пунктов управления. Для обеспечения такой возможности была выбрана специальная орбита, обеспечивающая, с одной стороны, минимальную задержку сигнала из-за конечности скорости света и, с другой стороны, достаточную длительность сеанса связи при прямой видимости пункта управления, составляющую порядка нескольких десятков минут. В качестве основного направления сокращения задержек сигналов предлагается по возможности исключить их многократную перекодировку на пути между датчиками и исполнительными органами в обоих направлениях движения данных при использовании быстродействующей элементной базы. В качестве меры, маскирующей для пользователя задержки в системе, предлагается использовать для захвата движения человека специальный костюм, имитирующий жесткий космический скафандр в форме робота. За счет ограничения подвижности и наличия люфтов в конструкции это может позволить замаскировать задержки в системе управления более естественной кажущейся неуклюжестью самого костюма. Такой костюм позволит исключить движения пользователя, которые не способен выполнить робот. Также для обеспечения возможности дистанционного управления несколькими роботами с Земли в течение одного сеанса связи была введена дополнительная сеть Wi-Fi на борту, которая распределяет сигнал между роботами, учитывая, что каждому роботу присваивается своя несущая частота сигнала.

Секция 14

КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ КЛАСТЕРНОЙ СИСТЕМЫ ЭРДУ ДЛЯ ЕЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ НА КОСМИЧЕСКИХ БУКСИРАХ

А.Н. Рязанцев
ysc@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время можно наблюдать тенденцию роста интереса к созданию космических перевозчиков с электроракетными двигательными установками (ЭРДУ). Программы по проектированию подобных буксиров разрабатывались с самого начала космической эры. Однако для создания таких аппаратов требуется довольно высокая энерговооруженность, что и стало большой проблемой в развитии данной тематики. За последнее десятилетие возвращение к созданию мощных энергодвигательных модулей в мире вызвано стремительным ростом технологических возможностей, способных обеспечить высокий уровень энерговооруженности космических аппаратов (КА).

В данной работе предлагается концепция создания кластерной системы ЭРДУ для ее эксплуатации на космических буксирах. Концепция разработана на основе экспериментальных данных о взаимном влиянии электроракетных двигателей на работу двигательной установки (ДУ). В рамках данного проекта рассматривается создание ЭРДУ на базе электроракетных двигателей с анодным слоем. В ходе работы был проведен анализ разработанных отечественных и зарубежных проектов космических аппаратов с мощными энергодвигательными модулями. Были подобраны технические решения для создания рассматриваемой ЭРДУ, рассмотрены варианты возможного изменения схем классических электроракетных двигателей, а также влияние этих изменений на работу составной ДУ в целом, произведен оценочный расчет характеристик такой системы и межпланетного перелета с ее использованием. Подобные кластерные системы могут быть отмасштабированы, что делает возможным их дальнейшую доработку и применение в ходе различных космических миссий.

АНАЛИЗ ПРОЦЕССОВ ТЕПЛОПЕРЕНОСА В АБЛЯЦИОННОМ ТЕПЛОЗАЩИТНОМ ПОКРЫТИИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

В.Ю. Скидченко

skid4enko.viktoria@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Для безопасного возвращения космонавтов на Землю необходимо обеспечить надежную защиту спускаемого аппарата от воздействия интенсивного аэродинамического нагрева при входе в плотные слои атмосферы. Традиционно для этой цели используются теплозащитные покрытия на основе абляционных материалов, которые обеспечивают блокирование теплового потока к силовой конструкции за счет разложения и уноса полимерного композиционного материала. В спускаемых аппаратах космических кораблей «Аполлон» использовалось покрытие на основе материала AVCOAT. В настоящее время ему на смену пришли покрытия на базе материалов PICA и PICA-X.

Целью данной работы являлось сравнение весовых характеристик теплозащитного покрытия перспективного спускаемого аппарата, возвращаемого с низкой орбиты и от Луны при использовании различных типов абляционных материалов.

Для решения указанной задачи в программном комплексе Mentor FloEFD было проведено моделирование обтекания и аэродинамического нагрева спускаемого

аппарата при спуске с низкой околоземной орбиты и от Луны и получено распределение нестационарного теплового потока и коэффициента теплоотдачи по внешней поверхности аппарата. Полученные значения тепловых нагрузки были использованы для проведения моделирования в пакете программ MSC.Marc прогрева и разрушения абляционного материала. Проводилось сравнение вариантов построения теплозащитного покрытия на основе материалов AVCOAT, PICA и PICA-X. При тепловом проектировании теплозащитного покрытия решалась задача минимизации суммарного веса всех слоев покрытия при ограничении на температуру силовой конструкции и температуру на границе абляционного и теплоизоляционного материалов.

Анализ результатов моделирования показал перспективность применения материалов нового поколения (PICA), что связано с их существенно меньшей плотностью и высокими теплозащитными характеристиками.

ПРОГРАММА РАСЧЕТА ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Брегвадзе Д.Т., Габидулин О.В., Гуркин А.А.
znatok-david-bregv@yandex.ru, fatgrid@yandex.ru,
alex.gurkin1994@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Разработка ракеты-носителя (РН) представляет собой сложную многопараметрическую задачу. Данный процесс включает в себя эскизное проектирование, создание рабочей документации, изготовление опытных образцов, различные виды испытаний, сдачу изделия заказчику, а также организацию серийного выпуска, авторского сопровождения и внесения изменений для совершенствования РН.

В связи с этим актуальной является задача создания программы, которая значительно облегчила бы задачу Генерального конструктора, ведь ему надлежит определить облик нового изделия и заложить основные конструктивные решения при проведении расчетов начального этапа проектирования РН. Программа должна позволить оценить габаритные размеры ракеты, параметры активного участка и т.п. Поэтому в некотором смысле эту программу можно рассматривать как простейший вид системы автоматизированного проектирования.

Данная работа посвящена созданию программы «RN2T», позволяющей определить проектно-баллистические параметры (ПБП) двухступенчатой РН с жидкостным ракетным двигателем. Исходными данными программы являются общие сведения о ракете из технического задания, а также данные о процессах в двигательной установке (ДУ). Программа написана в среде разработки программного обеспечения Delphi. В качестве начального ориентира выступила программа выбора ПБП двухступенчатой баллистической ракеты.

Секция 14

ДЕТСКИЙ КОСМИЗМ

Ю. В. Линник, Н. В. Линник
yulinnik@yandex.ru

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Петрозаводский государственный университет»

Русский космизм утверждает идею о тесной связи человека с космосом (Федоров Н.Ф., Циолковский К.Э., Вернадский В.И., Чижевский А.Л.).

Ребёнок изначально ощущает свою причастность миру как целому. Космический контекст для ребёнка – естественное пространство его жизни, когда атмосферные и космические объекты так же близки ему, как и планетарные.

Детский космизм неразрывно связан с антропным принципом, согласно которому Вселенная создана для человека, адаптирована к жизни. Стихийное стремление ребёнка моделировать состояние невесомости имеет не только физиологическую потребность, но и отражает своеобразное единство человека и космоса.

КОСМОС «АМАРАВЕЛЛЫ»

Ю. В. Линник
yulinnik@yandex.ru

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Петрозаводский государственный университет»

1. «Амаравелла» – не просто объединение художников, а то, что русские философы называли соборной личностью: нераздельное и неслиянное – в духе тринитарной диалектики – братство мастеров, сумевших – без потери своих индивидуальностей – создать интегральный и целостный мир.

Это была община, близкая той её реализации, какую – под влиянием кинофильма Сергея Радонежского – дал Русский Север.

Мы – одно.

Но не теряем своих лиц – наоборот: каждое проявляется ипостасно – с максимальным самораскрытием.

«Община» – третья книга «Живой Этики»: в ней отразились впечатления, полученные Н.К. и Е.И.Рерихами от встреч с молодыми художниками, вскоре образовавшими группу «Амаравелла».

2. Космос «Амаравеллы» не знает аналогий в мировой культуре.

Он сотворён пятью молодыми демиургами.

Каждый внёс в общее создание свою неповторимую лепту.

Это самодовлеющий мир. Он может изучаться как с искусствоведческих, так и с философских позиций. Интереснейший предмет исследования! Со всеми основаниями он может встать в ряд новейших космологических моделей. Главная его черта – антиномичность. Как и космос древних эллинов, он соткан из противоположностей. Но они получают новое наполнение.

Вот основная – ключевая: в тезисе – пифагорейская гармония сфер: мир трактуется как торжество лада и меры; в антитезисе – нестационарный подход: мир порождён Большим Взрывом.

Великая комплементарность!

И ведь сколь парадоксальная.

Секция 14

«Амаравелла» в своих картинах совместила эти альтернативные взгляды – эти контрастирующие мироощущения.

3. Художников волновала проблема жизни и разума во Вселенной.

Ещё не был сформулирован антропный принцип, но по сути он дискутировался в их работах.

Где-то этот принцип принимается: жизнь и разум едины в своих проявлениях.

Где-то утверждается плюрализм: на других планетах возникают биосферы и ноосферы, абсолютно не похожие на то, что нам знакомо по земному опыту.

Здесь неизбежно встаёт принципиальный вопрос: космос «Амаравеллы» – это Универсум или Мультиверсум?

Опять-таки: «Амаравелла» даёт синтез этих парадигм – приводит их в отношение контрапункта.

Всё зависит от масштаба – и от системы отсчёта: сейчас картины передают уют мировой гиперсферы – а сейчас по туннельному переходу выводят нас к другим вселенным.

В другие измерения!

«Амаравелла» – и Александр Фридман; «Амаравелла» – и Владимир Вернадский; «Амаравелла» – и Константин Циолковский: всё это полновесные темы, требующие подробной и пристальной разработки.

Секция 15



КОМБИНИРОВАННЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ДЛЯ ГИПЕРЗВУКОВЫХ И ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

ИССЛЕДОВАНИЯ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ НАУЧНО- ТЕХНИЧЕСКОГО ЗАДЕЛА ПО АВИАЦИОННЫМ ДВИГАТЕЛЯМ И СИЛОВЫМ УСТАНОВКАМ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ САМОЛЕТОВ

А.В. Луковников
А.С. Полев

Lukovnikov@ciam.ru

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

В работе представлены результаты расчетных и экспериментальных исследований, проводимых в ЦИАМ в рамках комплексных НИР в обеспечение создания научно-технического задела (НТЗ) по авиационным двигателям и силовым установкам (СУ) высокоскоростных самолетов транспортной категории 2030-х годов. В частности исследуется ряд узлов СУ сверхзвукового делового самолета (СДС) с обычным ТРДД и трехконтурным двигателем изменяемого цикла (ДИЦ), включая входное и выходное устройства, двухкаскадный адаптивный вентилятор, малоэмиссионную камеру сгорания (КС), третий контур, камеру смешения и др.

Расчетным путем показано, что ДИЦ позволяет сочетать низкий удельный расход топлива на сверхзвуковом крейсерской режиме, высокие значения тяги на трансзвуковом режиме и возможности снижения уровня шума струи на взлетном малозумном режиме за счет использования воздуха третьего контура для создания акустического экрана основной струи, истекающей из реактивного сопла.

Показано, что высокий уровень параметров воздуха на входе в КС ДИЦ не позволяет выполнить нормативы технического уровня для крейсерского полета и позволяет лишь частично удовлетворить нормам по эмиссии на стандартном взлетно-посадочном цикле. Предложены оригинальные схемы КС с многомодульными фронтowymi устройствами.

Проведенные экспериментальные исследования акустических характеристик модели плоского выходного устройства ДИЦ с третьим контуром позволили определить оптимальные значения вдуваемого в сопло воздуха с точки зрения снижения шума струи.

Спроектирован и исследован одноконтурный автозапускаемый воздухозаборник фиксированной геометрии для СУ СДС. С целью улучшения параметров потока и уменьшения неравномерности полного давления на входе в ДИЦ разработано двухканальное входное устройство, позволяющее производить разделение потоков с подачей основной части расхода с улучшенными характеристиками в ДИЦ и направлением остального расхода в третий контур.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТОПЛИВНОЙ ЭКОНОМИЧНОСТИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ МНОГОРЕЖИМНОГО САМОЛЕТА С ТРЕХКОНТУРНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Н.В. Кикоть, Г.В. Кретинин, И.А. Лещенко, К.С. Федечкин
igor.leshchenko@yandex.ru

ПАО «ОДК-Сатурн»

В работе представлено исследование модернизации турбореактивного двухконтурного двигателя, состоящей в перепуске воздуха из-за первой ступени вентилятора в третий контур, оканчивающийся независимо управляемым соплом. Объектом исследования является трехконтурный двигатель, который содержит все элементы, имеющиеся у ТРДДФсм, но, в отличие от традиционного ТРДДФсм, также содержит:

- канал 3-го контура;
- регулируемое сопло 3-го контура;
- регулируемый разделитель потоков, способный перекрыть вход в канал 3-го контура.

Регулируемый разделитель потоков установлен за первой ступенью компрессора низкого давления (КНД). При открытии канала 3-го контура часть воздуха из-за первой ступени КНД поступает в указанный канал и вытекает в атмосферу через отдельное регулируемое сопло третьего контура. Когда канал 3-го контура перекрыт, весь воздух из первой ступени КНД поступает в последующие ступени КНД. В этом случае первая ступень КНД и группа его последующих ступеней работают как единый компрессор, аналогично КНД традиционного ТРДДФсм.

Основная идея работы состояла в решении за счет перепуска избыточного воздуха через 3-й контур известной проблемы, связанной с низкой топливной эффективностью на крейсерских режимах «переразмеренной» силовой установки многорежимного самолета. Организация течения через 3-й контур позволяет заметно улучшить согласование входного устройства, двигателя и выходного устройства в составе СУ сверхзвукового самолета.

Для термодинамического анализа СУ сформирована нелинейная математическая модель трехконтурного двигателя. Потребовалась разработка методик учета внешнего сопротивления входного и выходного устройств. Определены режимы полета, где перепуск воздуха в третий контур оказывает наибольший положительный эффект. Проведен оптимизационный поиск параметров управления регулируемыми элементами двигателя. Полученные расчетным путем оценки показали, что на дозвуковых крейсерских режимах полета применение независимо управляемого третьего контура позволяет улучшить топливную экономичность на 7...11%. Основным фактором полезного эффекта является уменьшение сил внешнего сопротивления силовой установки, что позволяет снизить потребный режим работы двигателя и, соответственно, расход топлива.

Секция 15

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК НЕТРАДИЦИОННЫХ СХЕМ В СИСТЕМЕ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Ю.В. Зиненков, И.А. Батов

ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»,
yura2105@mail.ru

А.В. Луковников

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Авиационные силовые установки на базе ГТД и поршневых двигателей (АПД) традиционно применяются на ЛА различного назначения. В настоящее время значения параметров рабочего процесса ГТД практически достигли предела. В СУ на базе ГТД 5-го поколения еще удастся достичь некоторого повышения их эффективности за счет совершенства узлов, применения новых материалов и технологии и более «умных» систем автоматического управления. В перспективных СУ на базе ГТД 6-го поколения традиционные схемы двигателей уже не могут обеспечивать выполнение все более возрастающих требований по удельному расходу топлива и экологическим показателям, т.к. параметры рабочего процесса двигателей достигли таких значений, когда последующие мероприятия по их повышению настолько усложняют и удорожают конструкцию, что являются уже неэффективными. Поэтому становится актуальной задача по поиску и разработке новых, нетрадиционных схем авиационных СУ и исследованию эффективности их применения в системе ЛА.

Подобные работы ведутся в ряде ОКБ, НИИ и организациях авиационной промышленности уже значительное время. Так, в ОКБ им. А. Люльки активно исследуются пульсирующие детонационные двигатели (ПудД), в ЦИАМ им. П.И. Баранова исследуются концепции перспективных СУ 6-го поколения: электрических, распределенных, гибридных и т.д. При этом в составе СУ появляются принципиально новые модули и узлы: топливные элементы, электрические приводы, каталитические камеры сгорания и т.п.

На основании этого авторами был проведен анализ возможностей применения СУ нетрадиционных схем в системе беспилотных летательных аппаратов (БЛА) различного целевого назначения.

Если рассматривать концепцию электрической СУ, то в настоящее время до конца ее реализовать на БЛА большой взлетной массы пока не удастся ввиду большой удельной массы источников энергии (генераторы, аккумуляторы, топливные элементы). Но здесь существует обнадеживающая тенденция развития технологий, которая по прогнозам к 2030 году позволит улучшить этот параметр в 10 раз, и тогда нетрадиционные СУ, в первую очередь, гибридные и электрические, станут возможным эффективно применять на БЛА. Например, для малоразмерных БЛА взлетной массы от 100 до 500 кг известна проблема выбора оптимальной схемы двигателя, т.к. использовать СУ на базе ГТД неэффективно, а АПД не обеспечивают приемлемую удельную массу. Поэтому для этого класса БЛА перспективной может стать гибридная СУ с АПД или роторно-поршневым двигателем, приводящим во вращение электрогенератор высокой мощности, вырабатывающий электрическую энергию для питания бортового оборудования и электродвигателя, вращающего тянущий или толкающий воздушный винт.

Для БЛА с взлетной массой менее 100 кг наиболее целесообразно использовать электрическую СУ на базе высокоэффективных топливных элементов. В настоящее время уже существуют модели-демонстраторы БЛА с такого рода СУ, но они пока об-

ладают рядом недостатков, которые в процессе развития технологий будут постепенно устраняться.

СУ для тяжелых БЛА, требующих двигателя большой мощности (тяги), в перспективе могут быть основаны на ПудД (одна из схем подробно исследовалась в ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского Ю.Н. Нечаевым и А.И. Тарасовым).

На следующем этапе работы авторами планируется выполнить комплексную оценку эффективности авиационных СУ нетрадиционных схем по летно-техническим характеристикам перспективных БЛА.

ИССЛЕДОВАНИЯ ВНЕШНИХ ТЕПЛОАЭРОГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ МАРШЕВОЙ ЭНЕРГОСИЛОВОЙ УСТАНОВКИ МЕТАЕМОГО ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А.Г. Прудников, В.В. Северинова
ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»,
prudnikov@ciam.ru

А.М. Подвальный
ФГБУН «ИХФ им. Н.Н. Семенова» РАН

На основе решений уравнений движения «бесконстантной» вихревой механики внешнего бокового погранслоя вихревого смещения паров аблирующей композитной энергоматериальной оболочки метаемого беспилотного летательного аппарата и кормового (донного) горения образующейся гомогенной смеси оцениваются массогабаритные и технико-экономические характеристики его гиперзвукового ПВРД внешнего смещения и горения.

Проблема повышения скорости и одновременно дальности метаемых элементов всегда была актуальной. Для гиперзвуковых скоростей сближения и поражения она оказалась критически актуальной.

Вместо штатных «однокамерных» и «двухкамерных» энергосиловых схем ГПВРД, обнуляющих двойное (внешнее и внутреннее) сопротивление, предлагается новая теплоаэрогазодинамическая схема активно обнуленного внешнего сопротивления трения (при перпендикулярном вдуве паров аблирующего энергоматериала оболочки) и активно обнуленного лобового ударно-волнового сопротивления кормовым тепловым конусом факела пламени.

Даются аналитические оценки массогабаритных и технико-экономических характеристик для метаемых реактивных аппаратов малого и большого удлинения.

Приведены экспериментальные доказательства возможности малых углов расширения «холодного» вихревого слоя дальнего следа за сверхзвуковой пулей: первые в мире шлирен-фото отца и сына Э. Маха – Л. Маха конца XVIII века и первые экспериментальные доказательства авторов возможностей внешнего сверхзвукового вихревого горения над конической кормой метаемого реактивного аппарата при числе Маха полета МН=3-4 начала XXI века.

Внешнее кормовое горение при МН=6-7 позволит увеличить дальности метаемых управляемых реактивных аппаратов в 3-4 раза.

Секция 15

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЕРИОДИЧЕСКОГО ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО ТЕЧЕНИЯ В КАНАЛЕ ЭЖЕКЦИОННОГО УСТРОЙСТВА

А.В. Обухов

Российский государственный университет нефти и газа им. И.М. Губкина,

Ф.А. Слободкина

faslobod@gmail.com

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Эжекционные устройства находят широкое практическое применение в различных областях техники. В последние годы на основе экспериментальных исследований [1] и математического моделирования показано, что эжекционный процесс, основанный на нестационарном периодическом режиме с оптимально подобранными управляющими параметрами, позволяет получить значительно более высокие значения эффективности работы устройства, чем стационарный, при тех же энергетических затратах. В частности, коэффициент эжекции может быть увеличен в несколько раз (в 5-7 раз), а тяга сопла двигателя в два и более раз.

В данной работе на основе математической модели, описывающей нестационарное турбулентное течение вязкого теплопроводного сжимаемого газа, получено детальное представление газодинамического процесса за несколько циклов после установления периодического решения, а также интегральные характеристики эффективности устройства.

Для изучения структуры нестационарного течения в ИЭ была проведена серия расчетов установившегося периодического течения в канале эжектора. Канал эжектора – прямой, канал активного газа – сужающийся. Выход из канала активного газа находится внутри канала эжектора на некотором расстоянии от его входного сечения. Управляющие параметры таковы: P , T , T_a , $Sh=0.08$, где P и T – отношения полных давлений и полных температур активного и пассивного газов на входе, T_a – время работа активной струи, Sh – безразмерная частота. В расчетах эти величины варьировались в допустимом диапазоне для получения оптимальных результатов.

Изучение численных результатов нестационарного процесса показало, что приток пассивного газа происходит вследствие чередования волн сжатия-разрежения (разделенные структуры), где потери полного давления потока малы. Разделенные структуры наблюдались и в эксперименте [1].

Литература:

1. Кудрин О.И., Квасников А.В., Челомей В.Н. Открытие № 314. Заявка № ОТ 8918 от 3 января 1975 г. «Явление аномально высокого прироста тяги в газовом эжекционном процессе с пульсирующей активной струей».

**МОДЕЛИРОВАНИЕ РАВНОВЕСНЫХ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ
КЕРОСИНА ПРОДУКТАМИ СГОРАНИЯ СМЕСИ ГАЗООБРАЗНЫХ
УГЛЕВОДОРОДОВ****В.А. Левин****levin@imec.msu.ru, levin@iacp.dvo.ru**

Институт автоматики и процессов управления ДВО РАН,

Н.Е. Афонина, Г.Д. Смехов, А.Н. Хмелевский

Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова

В настоящее время жидкостный керосин является основой широко используемых авиационных и ракетных реактивных топлив. Однако при проведении исследовательских работ в компактных лабораторных импульсных аэродинамических установках нет необходимости в воспроизведении первой стадии сгорания керосина – перехода из жидкой фазы в газовую. Для моделирования реальных продувок моделей тяговых модулей СУ высокотемпературными продуктами сгорания авиационного керосина достаточно иметь возможность получения газового состава, эквивалентного составу сгоревшего керосина. Эта возможность может быть реализована при моделировании сгорания жидкого авиационного керосина сгоранием смеси газообразных топлив, при котором образуется газ такого же состава и с такими же параметрами, как и при сгорании авиационного керосина в газовой фазе. Если такое моделирование можно осуществить достаточно точно, то проведение высокотемпературных продувок тяговых модулей СУ продуктами сгорания модельной смеси имеет и определенные достоинства, поскольку в этом случае отсутствует влияние на его результаты неопределенностей, связанных с наличием первой стадии горения керосина.

В работе показана возможность моделирования компонентного состава и параметров состояния газа, образующегося в результате равновесного сгорания керосина в воздухе, сгоранием определённой смеси углеводородных топлив. Такой модельной смесью может быть смесь равных количеств метана и ацетилена. Рассчитанный равновесный состав для модельной смеси в точности совпадает с составом для керосина при одинаковых значениях давления, температуры и коэффициента избытка окислителя. При сгорании керосина и модельной смеси в режиме с постоянным давлением или постоянным объёмом можно обеспечить удовлетворительное совпадение температуры конечных продуктов и компонентного состава.

Представлены описание экспериментальной установки, методики измерений и предварительные результаты изучения условий воспламенения и горения модельных составов. Проведенные исследования показали, что предложенные модельные метано-ацетиленовые смеси надёжно воспламеняются в воздухе при инициировании процесса горения электровзрывом проволоочки при разряде через нее конденсаторной батареи с накопленной энергией 1 Дж за время 5 мс.

Работа выполнена в соответствии с планом исследований НИИ механики МГУ при частичной финансовой поддержке гранта Министерства Образования и Науки РФ (договор №14.G39.31.0001 от 13.02.2017 г.), Совета по грантам Президента РФ (проект НШ-8425.2016.1) и Российского фонда фундаментальных исследований (проект 16-29-01092).

Секция 15

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ РАСЧЕТА СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И ЕЕ ПРИМЕНЕНИЕ В СИСТЕМЕ ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ВПС

А. Н. Кручинин, В.Е. Шлякотин
ev@ciam.ru

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Одним из наиболее теплонапряженных узлов ТРДДФ является форсажная камера сгорания (ФКС). В отличие от «классических» двигателей военной авиации двигатель СУ высокоскоростного пассажирского самолета (ВПС) требует значительно более длительной работы ФКС, что приводит к необходимости ее эффективного охлаждения с учетом требований общего повышенного ресурса двигателя гражданского назначения.

Разработана теоретически обоснованная методика расчета коэффициентов теплоотдачи при вдуве газа на охлаждаемую поверхность. Получена зависимость относительного числа Стантона от теплового параметра вдува: $St/St_0 = F(b)$, где b – параметр вдува [1]. Проведено сравнение полученной зависимости с экспериментальными данными [1-3]. Разработана математическая модель расчета теплового состояния системы охлаждения (СО) ФКС.

На базе математической модели ТРДДФ [4] и модели расчета СО ФКС разработана комплексная модель двигателя СУ для ВПС с числом Маха крейсерского полета $MH_{кр} = 3.5$ с целью определения параметров процесса двигателя и тепловых параметров СО ФКС по режимам его работы.

На основе комплексной модели и выбранных законов управления двигателем проведен расчет тягово-экономических показателей двигателя и параметров теплового состояния СО ФКС для всех режимов работы. Показано устойчивое тепловое состояние СО ФКС.

Литература:

1. Жестков Б.А. Основы теории и расчет теплового состояния стенок камер сгорания реактивных двигателей. Издание УАИ, Уфа, 1980.
2. Бабанов О.А., Рекин А.Д., Рожицкий С.И. Перфорационное охлаждение двойных стенок. Труды ЦИАМ № 1295, 1992.
3. Рекин А.Д., Жестовский В.В., Лукаш В.П., Стряпунин С.А. Экспериментальное и расчетное исследование теплового и напряженного состояния перфорированной стенки жаровой трубы с различным наклоном отверстий и шагом между ними. Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, № 2 (2), 2002.
4. Дружинин Л.Н., Швец Л.И., Ланшин А.И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей. Труды ЦИАМ №832, 1979, 45 с.

ПЕРСПЕКТИВНЫЙ КОМБИНИРОВАННЫЙ ВРД

Д.Н. Игнатенко

DmitriyEK13104@yandex.ru

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

Освоение авиацией гиперзвуковых скоростей является важным направлением развития отечественной науки и техники, т.к. оно позволяет решать ряд прикладных задач,

как гражданского и научного, так и военного характера. Однако главным препятствием данного направления является силовая установка. Существующие двигатели по техническим и практическим причинам не могут преодолеть число Маха $M=3$, т.к. они в основном основаны на винтомоторной или турбокомпрессорной группе. Исключением является сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель (СПВРД), но работать он может только при числах $M > 2$. Поэтому основные варианты двигателей, подходящие для гиперзвуковых ЛА, следующие:

- жидкостные ракетные двигатели (ЖРД);
- гиперзвуковые ПВРД (ГПВРД);
- детонационные ВРД;
- комбинированная СУ и гибридные двигатели (турбопрямоточные, ракетно-прямоточные, ракетно-турбинные и др.).

ЖРД является двигателем, независимым от внешней среды, и выигрывает по эффективности преобразования химической энергии топлива в механическую, но он проигрывает в экономичности, т.к. требует бортовых запасов окислителя. ГПВРД и детонационные ВРД являются неосвоенной областью техники, т.к. требуют понимания происходящих в них процессов и исследований достижений в них максимальной эффективности. Переход к двигателям комбинированного термодинамического цикла позволяет расширить диапазон применения ЛА от взлета до чисел $M=6-8$. Данный тип двигателя является наиболее практически реализуемым для решения проблем полётов с гиперзвуковыми скоростями. Логичным выбором представляется двигатель, сочетающий в себе свойства двух наиболее освоенных типов ВРД: ТРД и СПВРД.

СТЕХИОМЕТРИЧЕСКИЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

В.Л. Письменный

vladimir@tecserv.info

ГЛИЦ им. В.П. Чкалова

Температура газа перед турбиной современных ГТД достигает 2000 К, лопаток турбины – 1250 К. При температурах газа перед турбиной T^*g более 2300 К состав топливоздушной смеси в основной камере сгорания ГТД приближается к стехиометрическому. Газотурбинные двигатели, у которых температура газа T^*g боее 2300 К, называются стехиометрическими ГТД.

Современные монокристаллические лопатки (например, сплав ВЖМ-4) работают при температурах не более 1300...1400 К. Из этого следует, что достичь в ГТД температур газа перед турбиной 2300 К и более можно только за счет охлаждения лопаток турбины. Эффективность охлаждения лопаток турбины с учетом уровня существующих технологий определяется температурой охлаждающего воздуха, которая для стехиометрического ГТД не должна превышать 800 К. Хладоресурса воздуха, проходящего через двигатель, недостаточно, чтобы решить эту техническую задачу.

Задача решается, если теплообменник (патент RU 2607916) вынести за пределы двигателя – в атмосферу (заявка на изобретение № 2016105034), которую в этом случае можно рассматривать как глобальный термодинамический «холодильник».

Глобальный термодинамический «холодильник» эффективен до скоростей полета $M = 3,5...3,7$. На скоростях полета $M > 3,5$ глобальный термодинамический «холодильник» частично (полностью) должен быть заменен локальным термодинамическим «холодильником» – топливо, вода и др. жидкости, находящиеся на борту ЛА (патент RU 2409745). Использование локального термодинамического «холодильника» позволяет (пусть даже кратковременно) получить любую (в пределах энергетических воз-

Секция 15

можностей топлива) температуру газа перед лопатками турбины, а это означает, что стехиометрический ГТД осуществим (патенты: RU 2612482, RU 2616089).

Появление стехиометрических ГТД меняет концепцию построения сверхзвуковых ГТД: одноконтурный одновальный турбореактивный двигатель с одноступенчатой (двухступенчатой) высокотемпературной турбиной ($\pi_t = \text{var}$); основной закон регулирования двигателя $n_{\text{пр}}=1.0$; на скоростях полета $M > 3,2$ используется гиперфорсаж – подача воды на вход в компрессор двигателя (патент RU 2616137). Использование гиперфорсажа в сочетании с классическим форсажом, который при $T^*g = 2400 \text{ K}$ можно применять при $M > 2,5$, позволяет стехиометрическому ГТД оставаться работоспособным при гиперзвуковых скоростях полета.

Сравнение двигателя F-135 PW-100 и стехиометрического ГТД, аналогичного по назначению названному двигателю, показывает (см. патент RU 2616089), что стехиометрический ГТД при существующем уровне технологий по всем показателям будет качественно превосходить зарубежный двигатель F-135, который считается лучшим в своем классе.

ВЫБОР ТРДД ДЛЯ 100-МЕСТНОГО РЕГИОНАЛЬНОГО САМОЛЕТА ТУ-334

Д.М. Гальперин

david.galperin@mail.ru

КНИТУ им. А.Н. Туполева – КАИ

В сборочном цехе Казанского авиационного производственного объединения им. Горбунова (КАПО) – филиала ПАО «Туполев» стоит хорошо апробированный и сертифицированный 100-местный региональный самолет Ту-334. Самолет удовлетворяет действующим и перспективным международным (ИКАО) требованиям, предъявляемым к системам управления, параметрам по эмиссии выхлопных газов и уровню шума. На имеющемся экземпляре Ту-334 установлены двигатели Д-436 запорожского предприятия «Мотор Сич». 15 апреля 2005 года было издано постановление Правительства Российской Федерации о запуске в серийное производство на КАПО самолета Ту-334 взамен отслуживших эксплуатационный срок самолетов, однако оно до сих пор не выполнено.

В тот период поставки из «Мотор Сич», поддерживаемые деловым взаимодействием с Московским моторостроительным заводом «Салют» не вызывали опасений. Невыполнение Постановления Правительства РФ стало одной из причин провала Государственной программы возрождения отечественной гражданской авиации до 2015 года. Поэтому сегодня воздушный транспорт России, обладающей самой большой территорией в мире, оснащен зарубежными самолетами.

Однако есть возможность вернуться к реализации серийного производства Ту-334. В Рыбинском ПАО «ОДК-Сатурн» организовано производство ТРДД SaM146, созданного совместно с французской фирмой Snecma. Характеристики по уровню тяги, пригодные для Суперджет SSJ100-95, подходят и для Ту-334. Тяга на взлетном режиме более 7000 кгс при международной стандартной атмосфере (МСА). Близки значения тяги крейсерского режима (1700 кгс) на высоте 11000 м при числе $M=0,75-0,78$ к параметрам Д-436. Более того, линейка двигателей, известных благодаря пермскому ПД-14, ориентированному на самолет МС-21, содержит двигатель ПД-7 с подходящей для Ту-334 взлетной тягой 7900 кгс.

В октябре 2005 года автором был подготовлен текст обращения к В.В. Путину от генерального директора КАПО Н. Хайруллина, генерального директора ОАО «Туполев»,

директора ЦАГИ В. Дмитриева, директора ГосНИИГА В. Люлько в поддержку организации серийного производства Ту-334. Согласно материалам регулярно выпускавшегося «Бюллетеня авиастроителей» все перечисленные специалисты были сторонниками Ту-334. В обращении указывалось, что Ту-334 обладает высоким комфортом для пассажиров в связи с большим объемом салона, приходящимся на одного пассажира и благодаря расположению двигателей в хвосте, снижающему уровень шума в салоне. Имея высокое расположение двигателей и низкое удельное давление на посадочную полосу, Ту-334 может эксплуатироваться практически во всех имеющихся российских аэропортах. Объявленная в тот период цена SSJ100 в 1,5 раза превышала цену Ту-334.

Мероприятия по подготовке к серийному производству Ту-334, проводившиеся на КАПО, были ориентированы на начало поставок самолета авиакомпаниям с 2007 года. С октября 2007 года, когда появился первый летный экземпляр SSJ100, до октября 2017 года изготовлено 144 самолета. С учетом периода испытаний и доводки в эксплуатации находится существенно меньше. Поэтому организация производства Ту-334 вполне своевременна. Существует мнение об утрате конструкторской документации. Но в ПАО «Туполев» в 2007-2008 гг. существовала электронная мастер-модель. Кроме того, существует «живой» экземпляр самолета. В критической ситуации с отечественной гражданской авиацией стоит вспомнить, что казанский завод № 22 произвел стратегический бомбардировщик Ту-4, копируя В-29 под руководством ОКБ А.Н. Туполева.

ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ КОМБИНИРОВАННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК НА ТВЁРДЫХ ТОПЛИВАХ

**М.С. Шаров, Е.В. Суриков, О.М. Алексеева, П.А. Коломенцев, А.П. Ширин
sharov@ciam.ru**

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Твёрдотопливные комбинированные двигательные установки (КДУ) газогенераторного типа являются наиболее привлекательными для использования в качестве ДУ летательных аппаратов с внутриатмосферной зоной эксплуатации [1], т.к. они являются более экономичными по сравнению с ракетными двигателями на твёрдом топливе в широкой области применения по высоте и скорости полета.

Для успешного создания твёрдотопливных регулируемых и нерегулируемых КДУ газогенераторных схем для ЛА необходимо решение ряда ключевых проблем разработок [1]:

- разработка рецептур маршевого твёрдого топлива с высокой объёмной теплотой сгорания;
- создание регулируемого газогенератора;
- создание эффективной камеры дожигания с высокой полнотой сгорания продуктов газогенерации;
- создание эффективного ВЗУ;
- создание стартово-разгонной ступени.

Высокая интеграция корпуса ЛА с КДУ и в подходе к проведению испытаний элементов и узлов КДУ и отработке конструкции в целом.

При разработке перспективных КДУ для решения ключевых проблем, связанных непосредственно с работой КДУ необходимо проведение комплекса испытаний, который включает [2]:

Секция 15

- огневые стендовые испытания (ОСИ) КДУ с присоединенным трубопроводом подачи горячего воздуха;
- ОСИ КДУ в составе ЛА в свободной струе воздуха;
- лётные испытания КДУ в составе ЛА.

В зависимости от назначения ЛА и наличия опыта предшествующей отработки комплекс испытаний может быть скорректирован как по типу испытаний, так и по необходимому объёму.

Литература:

1. Александров В.Н., Быцкевич В.М., Верховоломов В.К. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твёрдых топливах. Основы теории и расчёта / Под ред. Л.С. Яновского. – М.: Академкнига, 2006. – 343 с.
2. Сорокин В.А., Яновский Л.С., Козлов В.А. и др. Ракетно-прямоточные двигатели на твёрдых и пастообразных топливах. Основы проектирования и экспериментальной отработки / Под ред. Ю.М. Милёхина и В.А. Сорокина. – М.: Физматлит, 2010. – 320 с.

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТОПЛИВ В СИЛОВЫХ УСТАНОВКАХ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

И.С. Аверьков, В.В. Разносчиков, М.М. Алексеева
averkov@ciam.ru, raznoschikov@ciam.ru

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Для решения задач, связанных с предварительным формированием облика ЛА и выбора силовой установки и топлива разработан программный комплекс «Авиационный химмотологический анализ» (АХА), основанный на инженерных подходах, позволяющий организовать цикл расчетно-теоретических и оптимизационных исследований системы «ЛА-СУ-топливо». В программном комплексе предусмотрена возможность анализа широкого круга СУ и ЛА, включая дозвуковые и сверхзвуковые.

Программный комплекс «АХА» построен с использованием объектно-ориентированного программирования (ООП) на современном языке Fortran стандарта 2003 и 2008 гг. Особое внимание уделено разработке иерархической системы ООП, в соответствии с которой реализованы математические модели (ММ) различных СУ, включая, ракетные двигатели и целый класс ВРД. Программный комплекс включает в себя вспомогательные блоки, отвечающие за расчет термодинамики СУ, газодинамики, аэродинамических характеристик и объемно-массовой компоновки ЛА. В соответствии с принципами ООП разработаны модели отдельных элементов СУ. В частности, имеются ММ различных типов воздухозаборных устройств, компрессоров, турбин, теплообменников, и др. Иерархическая структура на базе ООП позволяет оперативно добавлять ММ новых типов элементов СУ, а также новые типы (схемы) самих СУ.

Особое внимание в программном комплексе уделено проблеме распараллеливания вычислений, что актуально при проведении оптимизационных исследований. Задача распараллеливания решена в рамках языка Fortran 2003 путем использования технологии OpenMP и «чистых» (т.е. без побочных подходов и библиотек) подпрограмм. Использование кластеров с большим количеством вычислительных ядер позволяет в разы ускорить процесс получения результатов с помощью данного программного комплекса. Одной из особенностей комплекса «АХА» является импорт полученных результатов в трехмерную твердотельную модель ЛА и СУ с целью дальнейшего исследова-

дования. Данная модель позволяет получить более детальную информацию об аэродинамических характеристиках, массовой сводки элементов планера и СУ, рассчитать положение центра масс, моменты инерции ЛА, подготовить к численному трехмерному моделированию в программах трехмерного газодинамического расчета и т.п.

На базе данного комплекса выполнены многочисленные научно-исследовательские работы, заказчиками которых являются ведущие организации и ОКБ отрасли. В докладе представлено описание основных возможностей программного комплекса «АХА» и приведены примеры решения конкретных задач в оптимизационной постановке.

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРЯМОТОЧНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

М.М. Алексеева, В.В. Разносчиков, И.С. Аверьков
alexeeva@ciam.ru, raznoschikov@ciam.ru

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

В настоящее время известны несколько способов классификации воздушно-реактивных двигателей. Одними из первых упоминаний присутствуют в работах Курзинера. Классификация двигателей позволяет сформулировать ряд реализуемых и перспективных схемных решений. В частности, авторами сформирована и в докладе будет представлена классификация прямоточных воздушно-реактивных двигателей на твердом топливе (ПВРДТ). Однако необходимо отметить, что в данном контексте твердое топливо не имеет в своем составе окислителя, поэтому оно является горючим. Для примера, в качестве горючего в этих двигателях могут быть использованы полиэтилен, антрацен, бинор-S.

ПВРДТ по сравнению с ракетно-прямоточными двигателями на твердом топливе (РПДТ) имеет ряд преимуществ, одним из важных является более высокий запас энергии в одном килограмме топлива. Это снижает стартовую массу двигателя и, соответственно, ЛА. Однако в этом двигателе сложнее реализовать регулирование тяги. Некоторые схемные решения ПВРДТ нивелируют этот недостаток.

Для выполнения системного анализа схемных решений ПВРДТ использован программный комплекс «Авиационный химмотологический анализ» («АХА»), рассмотренный в предыдущем докладе. В работе представлены возможности математической модели ПВРДТ, реализованной в составе «АХА», и сравнительный анализ эффективности ПВРДТ и по критериям летательного аппарата.

ПРИМЕНЕНИЕ ИСКУССТВЕННЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ ДЛЯ ОБРАБОТКИ И АНАЛИЗА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

О.М. Алексеева, В.В. Разносчиков, М.С. Шаров, М.М. Алексеева
greenfish-ka@yandex.ru, raznoschikov@ciam.ru

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Создание современного ракетно-прямоточного двигателя (РПД) – это сложная научно-техническая задача, решение которой требует проведения многочисленных исследований рабочего процесса и характеристик двигателя в целом. Наиболее до-

Секция 15

стоверные результаты могут быть получены при экспериментальных исследованиях и испытаниях двигателей. При испытаниях РПД одной из важных задач является обработка и анализ полученных экспериментальных данных. Экспериментальные данные могут являться базой при создании ММ РПД, которые затем могут быть использованы для планирования будущих испытаний.

Перспективным математическим аппаратом для обработки экспериментальных данных являются искусственные нейронные сети (ИНС). ИНС являются универсальными аппроксиматорами функций многих переменных, что позволяет эффективно использовать их для определения характеристик двигателей после настройки на имеющихся базах экспериментальных данных.

Основным элементом в технологии применения ИНС для решения практических задач является наличие массива данных, необходимого для обучения. В целом использование ИНС позволяет создать простой, технологичный процесс от обработки первичных данных эксперимента до получения модуля расчета характеристик РПД. В процессе настройки и обучения ИНС легко выявляются выпадающие экспериментальные точки и ошибки эксперимента. Расчет на обученной ИНС позволяет выявить области с результатом лучшим, чем в эксперименте. Экспериментальные исследования требуют создания уникального дорогостоящего оборудования, отличаются чрезвычайной сложностью и трудоемкостью. Внедрение ИНС позволяет снизить общие затраты на проведение экспериментальных исследований. ИНС существенно повышают быстродействие расчетных комплексов в тех случаях, когда необходимо обрабатывать большие массивы баз данных. ИНС с успехом может быть использована для поиска экстремума анализируемого параметра, то есть для глобальной и частной задачи оптимизации.

Разработанный алгоритм ИНС внедрен в состав программного комплекса «Авиационный химмотологический анализ» («АХА»). Успешно используется для обработки экспериментальных данных характеристик воздухозаборных устройств, свойств топлив и продуктов сгорания, различных параметров, полученных при испытании РПД, и других задач.

ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА РАСКЛАДЫВАЮЩЕГОСЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ВОЗДУХОЗАБОРНОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ

А.О. Севрюк, В.В. Разносчиков
0904ferusmentisx@ciam.ru, raznoschikov@ciam.ru

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Увеличение дальности полета ЛА за счет применения ракетно-прямоточного двигателя на твердом топливе – актуальная задача. Но для ракет, стартующих из транспортно-пусковых контейнеров или направляющих, имеются габаритные ограничения на калибр. Для таких двигательных установок необходимо использовать воздухозаборные устройства (ВЗУ), которые на стартовом участке будут находиться в пределах калибра и не выступать за внешние обводы ЛА.

Для интегральных РПД твердого топлива предложена конструкция раскрывающихся ВЗУ для использования на ЛА, стартующих в условиях жестких габаритных ограничений на калибр. В докладе представлен пример реализации конструкции ВЗУ и расчет его характеристик. Особенностью конструкции таких воздухозаборных устройств является пневматический механизм поршневого типа, обеспечивающее своевремен-

ное открытие ВЗУ и удержание его на всем участке полета. Выполнена объемно-массовая компоновка элементов конструкции ВЗУ, расчет усилий и динамики в элементах конструкции, осуществлен выбор конструкционных материалов ВЗУ.

АНАЛИЗ ПРОБЛЕМ РАБОТЫ РДТТ ЩЁТОЧНОГО ТИПА ДЛЯ ЗАПУСКА ЖРД ГИПЕРЗВУКОВЫХ И АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ОДНОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

В.А. Алтунин, А.Д. Ильичёва
altspacevi@yahoo.com

КНИТУ им. А.Н. Туполева – КАИ

Надёжность и эффективность запуска ЖРД одноразового использования зависит, в частности, от работы пусковой камеры, применяемой для раскрутки турбонасосного агрегата (ТНА). В докладе рассматривается пусковая камера с твёрдотопливным ракетным двигателем (РДТТ) щёточного типа, у которого отсутствует диафрагма у заднего днища, обеспечивающая догорание разрушившихся осколков заряда. Поэтому к щёточному РДТТ предъявляются повышенные требования к равномерности выгорания заряда.

В ходе отработки твердотопливного заряда данного двигателя было установлено, что 25% двигателей не обеспечивают расчётной тяги, что является результатом выброса части заряда через сопло. Было сделано предположение, что разрушение заряда является следствием неустойчивого горения в камере сгорания. Причинами возникновения неустойчивости в РДТТ щёточного типа могут являться: заброс давления при совместном горении воспламенителя и заряда; возникновение неустойчивости горения, в результате которой происходит механическое разрушение догорающих элементов заряда в конце работы двигателя; неравномерное выгорание заряда по длине; слабое крепление элементов на днище (не выдерживает мастика, которой приклеены элементы заряда); возникновение колебаний порохового пучка щёточного РДТТ; возникновение собственных колебаний корпуса камеры сгорания щёточного РДТТ.

Для всесторонних исследований были поставлены задачи:

- создать экспериментальную базу и рабочие участки;
- провести циклы экспериментальных исследований рабочей камеры сгорания с одиночными и пучковыми штатными пороховыми элементами (зарядами);
- замерить собственные колебания камеры сгорания;
- замерить колебания одного элемента и пучка элементов;
- определить скорость акустического течения у переднего днища щёточного РДТТ;
- создать базу результатов экспериментальных данных;
- создать алгоритм и методику расчёта определения собственных мод колебаний реального РДТТ щёточного типа.

В работе представлены запатентованные конструктивные схемы экспериментальной установки и рабочих участков с заменяемыми штатными пороховыми элементами.

Секция 15

МЕТОДИКА СПЕЦИАЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЙ ПО ОЦЕНКЕ ПОВРЕЖДАЕМОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ГТД ПОСТОРОННИМИ ПРЕДМЕТАМИ

А.И. Евдокимов

АО «Объединенная двигателестроительная корпорация»,

Е.В. Нескоромный, А.Е. Дронов, Д.Ю. Еричев

ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»,

А.В. Узбеков

«ОКБ им. А. Люльки»

neskor80@yandex.ru

Состояние вопроса по проблеме снижения досрочного съёма газотурбинных двигателей указывает на необходимость дальнейшего совершенствования конструкции ГТД в направлении его самозащищенности, обоснованности применения устройств защиты от попадания посторонних предметов (ПП), а также совершенствования методов специальных испытаний ГТД в части стойкости к повреждениям ПП. Одним из путей является развития методов специальных испытаний по оценке повреждаемости элементов ГТД ПП, являются методы, при которых испытаниям подвергаются изолированные элементы конструкции ГТД на специальных стендах.

В настоящей работе представлена апробированная методика специальных испытаний по оценке повреждаемости элементов ГТД частицами аэродромной засоренности, градом, кусками льда и пластмассовыми ведущими снарядами авиационных пушек. Особенностью данной методики испытаний является максимально возможное соответствие условий баллистического удара ПП с элементами ГТД в лабораторных условиях с условиями в эксплуатации, а также возможность измерения параметров баллистического удара.

На основе представленной методики проведена серия специальных испытаний, результаты которой представляют определённый научный и практический интерес.

Испытания проведены на испытательной базе ВУНЦ ВВС «ВВА» (г. Воронеж) совместно со специалистами ОКБ им. А. Люльки (г. Москва).

ВЛИЯЮЩИЕ ФАКТОРЫ НА ТЕПЛОВОЕ СОСТОЯНИЕ И УСЛОВИЯ ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИН ГТД И ТНА

А.Р. Лепешкин

lepeshkin.ar@gmail.com

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Исследование влияющих факторов (центробежных ускорений, виброускорений и эмиссии электронов) на тепловое состояние и условия охлаждения лопаток турбин ГТД и турбонасосных агрегатов является новой и сложной проблемой, решение которой имеет актуальное значение для авиакосмической техники. Лопатки турбин ГТД и ТНА работают при центробежных ускорениях (силах инерции) 100-400 тыс. м/с² и виброускорениях и изменении температуропроводности материала, теплового состояния деталей в этих условиях можно ожидать существенным.

Приведены результаты исследований температуропроводности металлических материалов деталей ГТД и ТНА в поле действия центробежных ускорений и виброускорений (при частотах колебаний от 0,1 до 20 кГц). Результаты металлографических исследований показывают, что разрушение лопаток турбин исследуемого ТНА носит

усталостный характер, связанный с многоцикловым нагружением. Это объясняется тем, что лопатки турбины в процессе работы подвергаются высокочастотному воздействию нагрузки, связанной с пульсацией давления газа. Частота пульсаций составляет 20-22 кГц.

Результаты исследований в данной работе показали, что высокочастотные колебания (на 20 кГц) модели лопатки турбины на ультразвуковой установке повышают температуропроводность ее материала в 2 раза. На более низких частотах 0,1-1 кГц (при виброускорениях 1200-8000 м/с²) температуропроводность материала увеличивается в 1,5-2,0 раза. Кроме того, на специальной установке обнаружена холодная эмиссия электронов при нормальной температуре при воздействии ультразвуковых колебаний выше 20 кГц и низкочастотных колебаний ниже 20-10 кГц. При воздействии центробежных ускорений до 100000 м/с² температуропроводность материала повышается в 3-4 раза.

Два влияющих фактора (центробежные ускорения и виброускорения) увеличивают эмиссию электронов с поверхности лопатки турбины в газовый поток и появляются еще два влияющих фактора: увеличение эмиссии электронов (уносящих порции тепла с поверхности) под воздействием центробежных ускорений и виброускорений.

Указанные четыре фактора влияют на тепловое состояние и условия охлаждения лопаток турбин ГТД и ТНА, рассмотрены впервые в данной работе и физически связаны с увеличением скорости дрейфа свободных электронов в металле. Также в работе предлагается метод охлаждения лопаток турбин ГТД с использованием высокочастотных ультразвуковых колебаний.

Секция 17



СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И КОМПЛЕКСОВ

УПРАВЛЕНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИЛОВЫХ ГИРОСКОПОВ В ПРОЦЕССЕ СЪЕМОК

В.Н. Платонов, А.В. Сумароков

anton.sumarokov@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

В работе рассматривается управление ориентацией перспективного космического аппарата с двухстепенными силовыми гироскопами в качестве основных исполнительных органов. Аппарат предназначен для съемки заданных районов земной поверхности с высоким пространственным разрешением (1,0 м при съемке в надир). Требуется обеспечение космическим аппаратом проведение следующих видов съемок: кадровая съемка, стереосъемка, площадная съемка, коридорная съемка, съемка полосы вдоль трассы полета. Орбита функционирования аппарата представляет собой круговую солнечно-синхронную орбиту с высотой 650 км и наклоном 98°. Предполагается, что съемки могут проводиться в диапазонах углов $\pm 45^\circ$ по крену и $\pm 30^\circ$ по тангажу. Для осуществления таких динамически насыщенных видов съемок как площадная или коридорная съемка требуется обеспечить возможность быстрых угловых маневров.

Для обеспечения высокой маневренности КА в процессе проведения съемок в качестве исполнительных органов системы управления угловым движением были выбраны двухстепенные силовые гироскопы. Их использование позволяет резко увеличить количество съёмов в сеансах наблюдений, по сравнению с системой управления движением использующей маховики. В работе рассмотрены режимы управления при проведении различных видов съемок. Приводятся способы расширения измерительного диапазона датчика угловой скорости. Рассматривается закон управления скоростями прецессии подвеса силовых гироскопов при стабилизации и разворотах во время съемок. Приводятся методы избегания сингулярности матрицы грамма и способы обеспечения перераспределения векторов кинетических моментов отдельных гироскопов относительно неизменного суммарного вектора для избежания попадания гиросистемы в особые точки. В контуре управления ориентацией КА выбраны параметры управления, наблюдателя и фильтра упругих колебаний, обеспечивающие заданные технические характеристики. Приведенные результаты математического моделирования наиболее динамичных режимов площадной и коридорной съемок подтверждают возможность обеспечения требуемых точностей стабилизации.

ЗАДАЧА ПОИСКА И ПОДДЕРЖАНИЯ РАВНОВЕСНОЙ ОРИЕНТАЦИИ МКС

К.А. Богданов

kab956@mail.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

Рассматриваются угловое движение Международной Космической Станции (МКС). Динамика МКС описывается линеаризованной системой уравнений, полученной при применении теоремы об изменении кинетического момента отдельно к корпусу станции и отдельно к вращающимся элементам конструкции (в данном случае гиродинам). К данной системе добавляются несколько уравнений, описывающих аэродинамику. В данной задаче это 3 первых тона разложения в ряд Фурье функции плотности атмосферы по витку, которые представляются в виде осцилляторов и оказывают влияние на ориентацию станции по каналам рысканья и тангажа. В качестве орбитальной системы координат используется система LVLH (Local-Vertical Local-Horizontal).

МКС рассматривается как линейный объект управления. Отдельно рассматривается управление ориентацией станции по гироскопически-связанным каналам крена и рысканья и отдельно по каналу тангажа. Вектор состояния объекта управления включает в себя компоненты углового положения станции и компоненты угловых скоростей, компоненты вектора кинетического момента гиродин и их интегралы, а так же несколько переменных, описывающих осцилляционную составляющую изменения плотности атмосферы и отвечающих за аэродинамическое сопротивление.

Для построения закона управления ориентацией МКС используется модифицированный метод модального управления. В качестве эталонного полинома, как для построения закона управления по каналам крен + рысканье, так и по каналу тангажа используются обобщенные полиномы Баттерворта. Корни данного семейства полиномов лежат на комплексной S -плоскости в левой полуплоскости на участке дуги окружности с центром в начале системы координат симметрично относительно действительной оси, ограниченной сверху и снизу прямыми, проходящими через начало координат. Данное расположение корней выбрано с целью обеспечения высокой степени устойчивости синтезируемой системе управления, а также низкой степени колебательности. В докладе приведены результаты математического моделирования, демонстрирующие эффективность получившегося закона управления.

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДОВ ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННЫМ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ЗАДАЧЕ ВЫСОКОТОЧНОЙ ПОСАДКИ НА ЛУНУ

А.В. Фомичев

a.v.fomichev@bmstu.ru

Е.К. Ли

elen.k.lee@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Высокоточная посадка на поверхность Луны является сложной технической задачей и требует применения методов терминального управления пространственным движением космического аппарата. Ввиду наличия погрешностей выведения космического аппарата в расчетную точку начала торможения и действия ряда возмущающих факторов использование концепции «невозмущенного-возмущенного» движения для решения задачи высокоточной посадки является нерациональным, и возникает необ-

Секция 17

ходимость использования принципа «гибких» траекторий, предполагающего реализацию обновляемой программы управления. Наличие высоких требований к точности выполнения посадки также ограничивает возможность применения методов терминального управления плоским движением космического аппарата. Таким образом, с учетом наличия погрешностей выведения космического аппарата в расчетную точку начала торможения и погрешностей оценки параметров траектории для выполнения высокоточной посадки целесообразно использовать методы терминального управления пространственным движением, реализующие «гибкую» стратегию управления.

Проведено исследование предлагаемого авторами аналитического метода терминального управления пространственным движением космического аппарата при посадке на поверхность Луны. Терминальные условия заданы по положению и скорости космического аппарата. В качестве шести параметров управления при получении аналитического решения были выбраны непосредственно параметры управления величиной и ориентацией вектора тяги и время, оставшееся до окончания процесса наведения. Посредством математического моделирования исследована точность предлагаемого аналитического метода для широкого диапазона начальных условий по положению и скорости космического аппарата в момент начала торможения, а также точность известных численно-аналитических методов, обеспечивающих решение поставленной задачи. Выполнен сравнительный анализ точности решения задачи терминального управления и расхода рабочего тела, необходимого для наведения в заданную точку, при использовании рассматриваемых методов терминального управления пространственным движением. Показано, что траектории, реализуемые при управлении по предлагаемому авторами аналитическому методу терминального наведения, хотя и не принадлежат к классу оптимальных по расходу рабочего тела, но находятся в достаточной близости к ним.

АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С УПРУГИМИ СВОЙСТВАМИ КОНСТРУКЦИИ

С.Н. Тимаков, А.В. Жирнов

post@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

В работе рассматривается динамика управляемого углового движения космического аппарата (КА) с упругими свойствами конструкции. При управлении ориентацией таких аппаратов работа исполнительных органов системы управления может возбуждать упругие колебания конструкции, влияние которых снижает качество управления. Так при наличии низких или сверхнизких частот собственных колебаний конструкции КА, может сильно увеличиться время стабилизации. Также наличие существенных упругих колебаний вызывает ряд проблем при управлении ориентацией крупногабаритных космических конструкций и космических станций. Это ухудшает точность ориентации, а также может привести к превышению допустимых нагрузок на конструкцию. При управлении ориентацией также нередко используются реактивные двигатели ориентации (ДО), которые рассматриваются в данной работе в качестве исполнительных органов. Поскольку такие двигатели работают в импульсном режиме, каждое их включение и выключение вызывает колебания конструкции КА. В связи с этим был разработан алгоритм, совмещающий два релейных закона управления, один из которых – закон управления по твердому телу, а второй – релейный закон активного демпфирования упругих колебаний конструкции. Основной проблемой разработки данного алгоритма является необходимость управления ориентацией ап-

парата, как по твердому телу, так и демпфирование колебаний с помощью одного и того же набора двигателей ориентации.

Алгоритм анализирует текущее состояние углового движения на фазовой плоскости. При попадании фазовой точки, описывающей движение объекта управления как твердого тела, внутрь зоны нечувствительности релейного алгоритма управления твердым телом начинается активное демпфирование колебательных мод движения объекта. Для анализа текущего состояния углового движения в качестве исходной информации используются оценки угловой скорости абсолютно твердого тела и оценки упругих составляющих угловой скорости доминирующих тонов упругих колебаний конструкции в месте установки датчика угловой скорости. Оценки формируются на выходе адаптивного наблюдателя, который представляет собой бортовую настраиваемую модель динамики объекта управления, включая модель динамики упругих колебаний конструкции, функционирующую в режиме реального времени.

МОДАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПО ВЫХОДУ ОРИЕНТАЦИЕЙ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА В ВЕРХНИХ СЛОЯХ АТМОСФЕРЫ

А.В. Лапин

AlexeyPoeme@yandex.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва
МГТУ им. Н.Э. Баумана)

Одним из возможных способов управления динамическим объектом при не полностью измеряемом векторе состояния является модальное управление с обратной связью по выходному (измеряемому) вектору. Этот способ не требует построения каких-либо динамических расширений в виде наблюдателей состояния [1].

В основе построения модальных регуляторов по выходу [2] (и состоянию) лежит декомпозиция линеаризованной системы объект-регулятор. При этом на нулевом (начальном) уровне декомпозиции матрица с желаемым спектром должна быть выбрана так, чтобы матричное уравнение наблюдения оказалось разрешимым относительно матрицы регулятора по выходу. С помощью параметрического подхода подбора пришлось бы решать на каждом вычислительном шаге, что неосуществимо за время одного такта. В предлагаемом методе матрица с желаемым спектром на нулевом уровне декомпозиции рассчитывается аналитически на основании подхода Ван-дер-Воуда с помощью модифицированного алгоритма полного размещения полюсов [3] для определённого вида матричных конструкций при соблюдении условия их управляемости.

Практическая применимость метода исследуется на примере поддержания трёхосной ориентации спускаемого аппарата в атмосфере на высотах от 60 до 40 км при отсутствии измерений одного (тангажа) или двух (тангажа и рысканья) углов ориентации. Результаты исследования, проведённого на детерминированной математической модели, показывают, что переменный управляющий момент, рассчитанный методом модального управления по выходу, позволяет обеспечить с заданной точностью трёхосную ориентацию спускаемого аппарата на указанном участке полёта при отсутствии измерений как одного, так и двух углов ориентации.

Литература

1. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Рябченко В.Н. и др. Оценка угловой скорости космического аппарата в режиме орбитальной стабилизации по результатам измерений датчика местной вертикали // Вестник МГТУ. Приборостроение. № 5. 2014. С. 3-15

Секция 17

2. Зубов Н.Е., Зыбин Е.Ю., Микрин Е.А., Мисриханов М.Ш., Пролетарский А.В., Рябченко В.Н. Управление по выходу спектром движения космического аппарата // Изв. РАН. ТиСУ, № 4. 2014. С. 111-122.
3. Зубов Н.Е., Лапин А.В., Микрин Е.А., Рябченко В.Н. Управление по выходу спектром линейной динамической системы на основе подхода Ван-дер-Воуда // Доклады Академии наук. 2017, том 476, № 3. С. 260-263.

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ ДЛЯ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

М.А. Базанов, В.В. Лукьянов
Misha.bazanov@gmail.com, vdmlknv@yandex.ru

АО «НПО им. С.А. Лавочкина», МГТУ им. Н.Э. Баумана

В последнее время при решении ряда технических задач, в частности, автоматического управления космическими летательными аппаратами, широкое применение получили нейросетевые технологии. Сложность задач, которые решаются с использованием данных технологий, растет по мере увеличения использования самих нейронных сетей.

В докладе оценивается возможность и эффективность применения нейросетей для управления летательным аппаратом по результатам испытаний, проведенных на квадрокоптере.

Описывается использование нейросетевого подхода для адаптивной подстройки параметров ПИД-регуляторов, управляющих двигателями летательного аппарата. В этом случае достаточно простая нейронная сеть смогла показать приемлемую точность и качество обработки сигналов управления, причем даже в случаях, выходящих за пределы обучающей выборки.

При использовании нейронной сети для управления самим квадрокоптером потребовалась работа по переоборудованию летательного аппарата и сбору информации для обучения сети. В результате была построена нейронная сеть, управляющая взлетом аппарата по показаниям датчиков путем регулирования скорости вращения винтов.

После серии удачных экспериментов началась разработка нейросети для полного управления аппаратом, был решен ряд технических проблем, усовершенствована система сбора информации с датчиков и алгоритм управления. Результатом явилось усложнение нейронной сети, которая стала способна выполнять базовые действия с аппаратом, такие как полет в заданном направлении, взлет и посадка, полет по заданному контуру.

При этом усложнение нейросети привело к существенному росту необходимых ресурсов и памяти (в частности, для хранения ассоциативной информации).

По результатам исследований сделан вывод о том, что в настоящее время из-за сложности структуры и объема расчетов нейронной сети данный метод управления объектом не является достаточно эффективным.

Тем не менее, решение ряда задач управления техническими системами с помощью технологий нейронных сетей быстрее и эффективнее, чем традиционными подходами, является фактом.

С учетом этого факта, а также при условии оптимизации сети и модернизации вычислительной системы может быть получен удовлетворительный результат.

ЛОГИКА ФОРМАЦИИ СВЯЗКИ СПУТНИКОВ ДЗЗ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ С ЗАДАННЫМ РАЗРЕШЕНИЕМ

А.А. Подчуфаров, А.В. Фомичев
dron.a.p@mail.ru, a.v.fomichev@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Формирование связки из спутников дистанционного радиолокационного зондирования Земли зарекомендовало себя как наиболее успешный метод решения задач как получения цифровой модели рельефа или местности, так и высокоточного наблюдения за интересующими участками земной поверхности.

Разработка методов получения пространственного изображения зондируемой области земной поверхности с заданным разрешением представляет собой синтез алгоритмов ориентации и стабилизации для бортовых комплексов управления космических аппаратов как относительно целевого участка зондирования, так и относительно друг друга для различных режимов зондирования (Target, Strip, Area) с соответствующим регрессионным анализом внутренних и внешних возмущающих факторов и последующей дополнительной периодической калибровкой по предопределенным контрольным точкам на земной поверхности.

Дополнительно должна быть решена задача многокритериальной оптимизации по таким конфликтующим целевым функциям как время и расходуемая энергия. Также немаловажен выбор одного из двух принципов формации: «равноправные аппараты» или «ведущий-ведомый».

Реализацию логики и алгоритмов формации спутников предлагается проводить на базе программно-математических моделей как уже существующих (Кондор-Э), так и перспективных (Обзор-Р, Кондор-ФКА) аппаратов, а также с использованием модели целевой аппаратуры - РЛС с синтезированной апертурой антенны «Касатка-Р».

Формирование связки из вышеупомянутых отечественных космических аппаратов и использование соответствующей целевой аппаратуры, в перспективе, позволит решать задачи мониторинга земной поверхности на уровне, как минимум не уступающем передовые западные аналоги.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ

И.В. Миронова, Н.А. Чулин, В.В. Лукьянов
ququ-@list.ru, nchulin@yandex.ru, vdmlknv@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В современном мире квадрокоптеры получили широкое распространение. Они применяются для выполнения ряда различных технических задач, включая такие задачи как дистанционное наблюдение и следование за объектом, перемещение небольших грузов, визуальный контроль местности, который помогает другим движущимся объектам скорректировать особенности своего движения с учетом прогноза местности. В таких условиях к системе управления квадрокоптером предъявляются достаточно жесткие требования. Она должна точно отрабатывать текущие задачи, обладать многофункциональностью, быть гибкой к перенастройке под конкретную задачу. Как пра-

Секция 17

вило, разрабатываемые в современном мире квадрокоптеры обладают закрытой системой управления, разработанной под конкретную задачу. Это не всегда оказывается эффективно по критерию оптимальности соотношения выполняемых задач и затрат на обслуживание, перенастройку и эксплуатацию. В достаточно сложных, многофункциональных системах управления квадрокоптером часто приходится сталкиваться с настройкой аппарата с учетом особенностей его движения. Для того, чтобы четко управлять движением квадрокоптера, необходимо не только понимать весь процесс его движения, но и знать динамику всей его конструкции. Моделирование движения аппарата в различных режимах функционирования, моделирование процесса функционирования системы управления, открытость кода алгоритмов управления в различных режимах полета помогает гибко и быстро подстраивать аппарат под решение текущих задач, понимать и предсказывать особенности поведения аппаратов в нестандартных ситуациях, корректировать неточности и ошибки в управлении движением, моделировать и анализировать процесс полета без запуска аппарата. Также это способствует более быстрой первичной отработке создания новой системы управления под конкретную задачу.

В работе рассмотрено функционирование основных режимов полета аппарата, изучены основные причины, приводящие к автоколебаниям или расходящимся колебаниям в системе стабилизации положением аппарата, также разработана математическая модель аппарата для анализа поведения системы при различных изменениях в системе и воздействиях на систему.

ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ПСЕВДОСПЕКТРАЛЬНЫХ МЕТОДОВ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ МАНЕВРА ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ ОПТИМАЛЬНОГО ПО РАСХОДУ ТОПЛИВА

А.А. Прутько

aleksej.pa@gmail.com

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

В данной работе представлены результаты разработки алгоритмов оптимальных по расходу топлива маневров больших космических конструкций, таких как орбитальные пилотируемые станции (ОПС), с использованием реактивных двигателей.

В рамках этой работы целью является получить оптимальные траектории разворотов ОПС в орбитальной системе координат (ОСК) по рысканью на 180° . Так как на ОПС при движении действуют гравитационный и аэродинамический [1] моменты сил, предлагается использовать их в пользу для уменьшения затрат топлива при работе реактивных двигателей. При решении данной задачи будем считать ОПС как твердое тело.

Оптимизационные задачи могут быть решены численно, используя псевдоспектральные методы, которые дискретизируют задачу при помощи ортогональных функций. При помощи псевдоспектральных методов Лобатто и Радау задача оптимального управления была сведена к задаче нелинейного программирования, которая успешно была решена при помощи решателей нелинейного программирования. Были получены результаты в виде траекторий маневров и функций управления для различных разворотов. В дальнейшем планируется добавить учет упругих колебаний конструкции [2].

Литература

1. Атрошенко С.Н., Прутько А.А. Учет влияния набегающего потока атмосферы для КА с изменяемой геометрией с разнонаправленными осями вращения

- подвижных элементов. // Труды III чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» (г. Калуга, 20-22 сентября 2016 г.). – Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2017. 210 с. С. 112-122.
2. Прутько А.А., Сумароков А.В. О нагрузках на элементы конструкции Многоцелевого лабораторного модуля на автономном участке полета // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2017. № 2. С. 123-138. DOI: 10.18698/0236-3933-2017-2-123-138.

ОБ УПРАВЛЕНИИ ЭЛЕМЕНТАМИ ОРБИТ ГРУППИРОВОК СПУТНИКОВ-ОСВЕТИТЕЛЕЙ

А.А. Богер
С.Н. Тимаков

bogerandr@mail.ru
sergey.timakov@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

Для освещения заполярных районов России в зимний период предлагается использовать отраженный от спутников-осветителей (СО) световой поток. Отражатель каждого спутника-осветителя из группировки представляет собой вращающийся мембранный диск с внешним радиусом 50 м, который снабжен центральной жесткой вставкой радиусом 5 м для передачи момента импульса от корпуса космического аппарата (КА) к полотну мембраны. Угловые маневры СО осуществляет с помощью скрытого гироскопического момента. Сами спутники относятся к классу аппаратов с двойным вращением. Вращение мембранного диска компенсируется вращением управляющего гироскопа в подвесе Гука[1]. Материал мембраны – алюминизированная полиамидная пленка толщиной 10 мкм с коэффициентом отражения 89%. Спутники находятся на приполярных орбитах. В работе решается задача оптимизации: при требуемом уровне освещенности минимизировать количество спутников в составе каждой группировки, варьируя параметры орбит спутников-осветителей силами светового давления.

Поставленная задача выбора оптимальной траектории решается методом математического моделирования. Критериями достижения поставленной цели являются: среднесуточная освещенность заданного участка поверхности Земли с указанными координатами; освещенность от времени: ищутся орбиты с так называемой равномерной освещенностью в течение суток или половины суток; а так же время нахождения над горизонтом цели и вне тени Земли.

Литература

1. Задачи управления движением космического аппарата с вращающимся солнечным парусом: монография / Богданов К.А. [и др.]; под ред. Тимакова С.Н. – Королев: РКК Энергия, 2016. – 116 с.
2. Сумароков А.В., Тимаков С.Н., Богданов К.А. О решении задачи наведения спутника осветителя на заданный район поверхности Земли и оценка освещенности // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана Сер. Приборостроение. 2017. №6. С. 115-00. DOI: 10.18698/0236-3933-2017-6-115-00
3. Введение в динамику космического полета : учеб. пособие / Овчинников М.Ю. – М.: МФТИ, 2016. – 208 с.: ил., табл.

Секция 17

ЗАДАЧА И АЛГОРИТМ ПЛАНИРОВАНИЯ ПРИМЕНЕНИЯ КА-ИНСПЕКТОРА НА ГСО

А.Ю. Поздняков¹, А.П. Хабаров¹, С.Л. Старчак²
anton.pozdnyakov@list.ru, mig-foxhound@yandex.ru, starchak@bmstu.ru

¹НИИЦ ЦНИИ ВВКО МО РФ,
²МГТУ им. Н.Э. Баумана

Получение некоординатной информации о космических объектах (КО) в области ГСО сопряжено с необходимостью парирования ряда известных ограничений. Одним из направлений повышения качества решения информационных задач системой контроля космического пространства (СККП) предусматривается создание нового типа космических аппаратов (КА), обеспечивающих получение некоординатной информации о КО. Проектируемый космический сегмент (КСг) СККП (количественного и качественного состава орбитальной группировки КА-инспекторов) должен обладать технико-экономической целесообразностью в контексте решаемых задач СККП. Это обуславливает необходимость проведения исследований вклада КСг в эффективность решения задач СККП. Получение адекватных оценок вклада КСг обуславливает необходимость учета эффективности планирования применения КА-инспекторов по множеству КО в ГСО.

Задача планирования может быть сведена к виду:

$$\sum_{s \in S_{opt}} e(s) \rightarrow \min \quad |S_{opt}| = N, \quad t_E(s_N) < T_{max}$$
$$\forall s_a \in S_{opt} \vee \forall s_b \in S_{opt} \quad n(s_a) \neq n(s_b)$$

То есть необходимо определить такую последовательность облёта КО, при которой обеспечивается минимальный расход характеристической скорости для заданных ограничений на оперативность инспекции, количества инспектируемых КО и других релевантных условий.

Алгоритм поиска оптимального решения предусматривает подготовку исходных данных, формирование множества моментов наблюдения, процедуру планирования, в соответствии с которой в план включаются моменты обслуживания КО, характеризующиеся минимумом затрат характеристической скорости.

Предложенный алгоритм позволяет, в зависимости от заданной глубины ветвления, обусловленной допустимыми вычислительными затратами, получать квазиоптимальное решение.

ПОДХОДЫ К РАЗРАБОТКЕ РЕЖИМОВ ВЕРХНЕГО УРОВНЯ ПРИКЛАДНОГО МОДУЛЯ

С.А. Шакиров

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

Режим ВУ называют комплексную циклограмму управления изделием для типового участка программы полета.

Цикл разработки ПО режима ВУ состоит из анализа требований, проектирования, реализации, тестирования и заключения о допуске к ЛИ, и имеет свою специфику:

- требования к режиму ВУ формируются и уточняются на протяжении всего цикла разработки;
- требования согласовываются, не только с разработчиками ПО БС, выдавшими исходные данные, но и с проектными подразделениями, а в некоторых случаях с испытателями КИС.

В рамках данной работы был проведен анализ режимов ВУ и выработаны принципы формализации режимов:

- режим ВУ разбивается на шаги – последовательности действий по управлению БС;
- выбирается способ реализации шага: управляющее воздействие или автоматическая процедура;
- каждому шагу определяется условие исполнения: безусловное исполнение, исполнение по наступлению времени или события;
- при необходимости определяются дополнительные условия исполнения шага: проверка НШС, условия или события;
- определяется последовательность выполнения шагов, паузы между ними.

Проведенная формализация позволила представить все режимы ВУ в виде структурированной базы данных. Структурированная БД по режимам ВУ, в свою очередь, позволяет формировать как исполняемый программный код, так и программную документацию с требуемой полнотой и детализацией: техническую записку, проектную и эксплуатационную документацию.

Также в рамках данной работы были разработаны программные средства как для создания БД режимов ВУ, так и для формирования бортового программного кода и программной документации на основе БД.

Разработка режимов верхнего уровня с использованием формализации и разработанных программных средств имеет дополнительные преимущества по сравнению с традиционным способом:

- формирование документации из единого источника;
- корреляция всей документации;
- возможность согласования требований со специалистами группы управления ЦУП;
- соответствие исполняемого кода и программной документации для всех версий ПО;
- возможность использовать не только сформированный, но и рукописный код;
- единый стиль кода, программной документации.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ВИРТУАЛЬНОЙ ПОДСТИЛАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ НЕПРЕРЫВНОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ СИСТЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ

Д.А. Бусарова, А.И. Месяц
darya.busarova@rsce.ru, aleksey.mesyats@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

В настоящее время РКК «Энергия» разрабатывает спутник дистанционного зондирования Земли. Аппарат оборудован системой оптико-электронного наблюдения (СОЭН), позволяющей делать снимки земной поверхности высокого качества в пяти

Секция 17

спектральных диапазонах (панхроматическом, ближнем инфракрасном, красном, зеленом и синем).

Одной из ключевых задач, решаемых при наземной обработке, полученной от аппарата целевой информации, является задача построения пригодного для прикладного применения изображения подстилающей поверхности, заснятой аппаратом. Основной особенностью, обуславливающей сложность решения этой задачи, является структура оптического сенсора СОЭН. Она состоит из набора линеек фотодетекторов, располагающихся на фокальной плоскости вдоль определенной гладкой кривой с перекрытиями между линейками одного канала. Это приводит к тому, что формируемые изображения подстилающей поверхности, будучи непрерывными в рамках одной линейки, оказываются сдвинутыми друг относительно друга по времени и пространству между различными линейками одного спектрального канала. Таким образом, встаёт задача совмещения данных фотодетекторов, отвечающим разным линейкам — синтеза непрерывного изображения.

В докладе рассматривается метод решения этой задачи на основе использования данных о геометрии сенсора, позволяющий с достаточной точностью обеспечить совмещение. Основная идея метода состоит в переходе от рассмотрения проекции движущихся со временем детекторов на географическую систему координат к построению проекции подстилающей поверхности на фокальную плоскость. При таком переходе результирующее изображение формируется как фильтрующая функция от набора пересечений движущейся виртуальной подстилающей поверхности с неподвижными детекторами в фокальной плоскости.

Метод позволяет строить непрерывное изображение сцены с хорошей точностью вне зависимости от подстилающей поверхности, угла съемки и других параметров ориентации и навигации, которые могут быть известны с недостаточной точностью. При реализации были использованы результаты, полученные в рамках работ по системам оптических телескопов.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ СИНТЕЗА ВЫХОДНОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ СОЭН КА ДЗЗ МЕТОДОМ ОБЩИХ ТОЧЕК С УЧЁТОМ ДАННЫХ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ

А.С. Бахарев

cover@live.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

В настоящий момент РКК «Энергия» разрабатывает космический аппарат (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), а также наземный комплекс обработки поступающей со спутника целевой информации (ЦИ). Одной из задач, решаемых в рамках данного комплекса, является синтез непрерывного изображения снимаемой поверхности. Эта задача возникает из-за особенностей устройства системы оптико-электронного наблюдения (СОЭН) КА.

СОЭН содержит набор фотодетекторов, сгруппированных в линейки (группы), которые располагаются на фокальной плоскости вдоль некоторой дуги. Основную трудность составляет наличие перекрытия между соседними линейками фотодетекторов. Поэтому для получения непрерывного изображения подстилающей поверхности необходимо произвести совмещение изображений от разных фотодетекторов. В данной работе рассматривается подход решения этой задачи, основанный на алгоритме поиска общих (совпадающих) точек с учётом данных навигации и ориентации КА.

Метод совпадающих точек сам по себе обеспечивает высокую точность совмещения изображений, однако имеет недостаток в виде отсутствия гарантии корректности результата. В связи с этим подход не может быть применён без дополнительных модификаций в полностью автоматической обработке ЦИ, которая требуется для работы наземного комплекса.

Другим решением является метод, основанный на применении данных навигации и ориентации КА. Идея такого подхода состоит в нахождении координатного преобразования между пикселями изображений от фотодетекторов и географическими координатами. Достоинство метода – возможность применять его в автоматической обработке. Недостаток – меньшая точность совмещения.

В настоящей работе предлагается комбинированный подход, объединяющий два решения. Новый метод позволяет получить высокую точность совмещения непрерывного изображения. Этот подход может быть применён в автоматической системе обработки.

МОДИФИКАЦИЯ МОДЕЛЕЙ АЛГОРИТМОВ КОМПЛЕКСНОЙ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ ДЛЯ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА

М.С. Селезнева, В.В. Клычников m.s.selezneva@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Состав пилотажно-навигационного комплекса (ПНК) для конкретного типа летательного аппарата (ЛА) определяется функциональными требованиями и задачами, которые должен решать ЛА. Решение навигационных и прицельных задач ЛА обеспечивается комплексной обработкой информации (КОИ) всех измерительных систем комплекса. Базовой навигационной системой является ИНС, а в качестве дополнительных источников информации используются СНС, РЛС, РСБН, ДИСС и др. [1] В современных КОИ ПНК для обеспечения высокого качества формируемой информации используется априорная структурная адаптация, под которой понимается выбор наилучшей конфигурации оцениваемой части полного вектора состояния, а также матриц модели исследуемой системы для конкретных условий.

Для использования в системе контроля целесообразно формировать редуцированный вектор состояния с использованием концепции системного синтеза [2]. В соответствие с концепцией системного синтеза необходимо рациональное сокращение числа параметров модели, характеризующих исследуемый объект. Осуществить такое сокращение можно путем использования различных критериев. В процессе функционирования ПНК состав редуцированного вектора состояния модели может изменяться. Компоненты редуцированного вектора состояния, подлежащие контролю, выбираются на основе анализа качественных характеристик каждой компоненты.

Литература

1. George M.S. Aerospace avionics systems: a modern synthesis. Academic Press, 1993. 466 p.
2. Чжо З.Х., Селезнева М.С., Пролетарский А.В., Неусыпин К.А. Система контроля прицельно-навигационного комплекса летательного аппарата // Автоматизация. Современные технологии. 2017. Т.71. №7. С.314-318

Секция 17

БЫСТРЫЙ АЛГОРИТМ НАВИГАЦИИ И ПЛАНИРОВАНИЯ МАРШРУТА ДВИЖЕНИЯ ДЛЯ КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЫ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ ПЛАНЕТОХОДА

А.В. Фомичев
Ван Гуоянь

a.v.fomichev@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Актуальность. При проведении научных исследований на поверхности небесных тел Солнечной системы с помощью планетоходов для обеспечения функционирования их систем управления необходимо решить следующие задачи:

- разработать алгоритмы для автономной системы навигации планетохода;
- разработать алгоритм планирования маршрута движения планетохода с обходом препятствий.

Цели исследования.

Уменьшение сложности системы, алгоритмов навигации и планирования маршрута движения планетохода.

Повышение надёжности, эффективности и скорости работы алгоритмов с учётом их автономности на борту планетохода.

Решение проблем при использовании метода SLAM в системе навигации планетохода.

Улучшение точности алгоритма достижения конечной точки маршрута.

Содержание работы. Рассматривается планетоход, который может адаптироваться к окружающей среде, движущийся по поверхности планеты для её зондирования, забора проб, транспортировки предметов и решения других сложных задач. Для решения данных задач часто применяется метод SLAM. Например, в марсоходе Karvík использовался метод SLAM с алгоритмом EKF.

Метод SLAM используется в мобильных автономных средствах для построения карты в неизвестном пространстве или для обновления карты в заранее известном пространстве с одновременным контролем текущего местоположения и пройденного пути. Популярные методы приближенного решения данной задачи – это фильтр частиц, расширенный фильтр Калмана и Fast SLAM. Однако эти алгоритмы имеют свои собственные ограничения. Например, метод EKF SLAM обеспечивает недостаточную точность при высоких вычислительных затратах. У методов UKF SLAM и PF SLAM также высокие вычислительные затраты. Применение данных методов при поиске маршрута движения планетохода в условиях сложной среды Марса неприемлемо.

В данной работе предлагается использовать алгоритм фильтрации, с помощью которого возможно обрабатывать большой объем данных, а также применить его совместно с методом SLAM, чтобы повысить точность и скорость вычислений в алгоритмах навигации при движении планетохода на поверхности Марса.

Существует ряд способов построения маршрута в процессе движения, например, метод искусственных потенциальных полей, методы нечеткой логики, метод нейронных сетей, метод генетических и муравьиных алгоритмов и т.п.

В данной работе для решения задачи построения маршрута выбраны эвристические алгоритмы, имеющие следующие преимущества:

1. Эвристические алгоритмы позволяют строить маршрут на основании сетки карт, которые можно получить с помощью SLAM-метода.
2. Эвристический алгоритм позволяет найти более короткий маршрут, чем другие алгоритмы при одинаковых условиях, поэтому его можно использовать для проектирования маршрутов планетоходов (подтверждается практикой).

На поверхности Марса цель планетохода – найти самый короткий и безопасный маршрут.

Таким образом, улучшение вычислительной скорости SLAM в нелинейных системах является обязательным условием для автоматической навигации планетохода. Эвристические алгоритмы позволяют вычислить кратчайший и безопасный маршрут, а это именно то, что требуется марсоходу при его движении в сложной среде Марса.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВРАЩЕНИЙ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ АЗИМУТА

Е.С. Лобусов, А.В. Фомичев

a.v.fomichev@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Аппаратные и алгоритмические средства инерциальной навигации можно продуктивно использовать для решения разнообразных задач, одной из которых является задача определения азимута с высокой степенью точности для устройства (платформы), находящегося в некоторой точке на поверхности Земли.

Принципиально для решения данной задачи можно использовать БИНС, жестко установленную на платформе. Начальный режим функционирования БИНС или режим начальной выставки (РНВ) позволяет выполнить горизонтирование, а после его окончания рассчитать угол азимута по восстанавливаемым проекциям угловой скорости Земли в местной горизонтальной плоскости. Однако, как показывают результаты эксплуатации БИНС, точность получаемой оценки азимута оказывается недостаточно высокой (~ угловые минуты), что не всегда удовлетворяет поставленной выше задаче и, кроме того, возникает избыточность измерителей.

Существуют и другие способы определения азимута, однако, в общем случае, определение азимута основывается на статических положениях измерителя угловой скорости. Такой статический подход, на наш взгляд, обладает тем недостатком, что собственные погрешности измерителя угловой скорости (ИУС) существенно влияют на получаемые результаты по оценке азимута.

С другой стороны при установке измерителя на вращающейся с постоянной скоростью платформе позволяет воспользоваться одночастотным гармоническим анализом (ГА) на периоде вращения платформы. В этом случае, ГА выделяет основную гармонику, фазовая компонента которой непосредственно определяет угол азимута, а влияние медленноменяющихся собственных погрешностей измерителя угловой скорости практически устраняется.

Аппаратурный состав помимо вращающейся платформы включает один измеритель угловой скорости и акселерометры. С помощью ИУС происходит измерение угловой скорости Земли, а с помощью акселерометров осуществляется определение начального положения платформы при ее нахождении не в горизонте.

Разработана общая процедура обработки, которая принимает во внимание импульсный характер сигнала после ИУС, алгоритмы определения начального углового положения платформы относительно горизонта и модификацию известного одночастотного алгоритма ГА. Кроме того, проведен анализ влияния неортогональности оси вращения платформы относительно вертикали плоскости платформы и показана возможность компенсации данной погрешности.

Проведенное моделирование показало работоспособность предлагаемого подхода.

Секция 17

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ ВОЛНОВОГО ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ГИРОСКОПА НА ОСНОВЕ НЕЧЕТКОГО ПОДХОДА

Н.П. Деменков, Чан Динь Минь dnp@bmstu.ru; ruxi.tran@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Волновой твердотельный гироскоп (ВТГ) является одним из наиболее перспективных гироскопических приборов, предназначенных для определения угла поворота и угловой скорости вращения объекта в бесплатформенных инерциальных навигационных системах (БИНС).

Погрешность ВТГ всегда имеет неопределенность, которая обусловлена суммарным воздействием технологических дефектов изготовления чувствительного элемента, параметрами системы съема и управления ВТГ и другими неконтролируемыми факторами [1,2]. Использование для описания погрешности ВТГ традиционных подходов (детерминированный или статистический) является достаточно сложным и не всегда адекватным. Во многих случаях компенсация погрешностей затруднена или невозможна. Для описания погрешностей ВТГ нечеткий подход является более простым и адекватным по сравнению с традиционным [1, 3].

Представлено нечеткое описание погрешностей, вызываемых наиболее существенными дефектами (неоднородность плотности материала, неравномерная толщина, разнородность). Результаты моделирования показали, что в отличие от традиционных методов, нечеткий метод дает значение погрешности в виде области, ограниченной верхним и нижним значениями. Диапазон погрешности выходного сигнала позволяет рекомендовать изготовителю приборов требуемые точности, которым ВТГ должен удовлетворять в требуемой области применения.

Рассмотрена возможность применения нечеткой модели погрешностей ВТГ, включенного в БИНС в качестве первичного источника информации.

Литература

1. Матвеев В.А., Лунин Б.С., Басараб М.А. Навигационные системы на волновых твердотельных гироскопах. – М.: Физматлит, 2008. – 240 с.
2. Журавлев В.Ф. Дрейф несовершенного ВТГ. Изв. РАН. МТТ. 2004. №4. С. 19-23.
3. Деменков Н.П., Микрин Е.А., Мочалов И.А. Нечеткое преобразование Лапласа в задачах нечеткого математического моделирования. Часть 1, 2 – Информационные технологии. – 2017. – Т. 23, № 4 – С. 251-258, № 5 – С. 262-270.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И СОЗДАНИЕ ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА ПРИЁМА И ОБРАБОТКИ ИЗОБРАЖЕНИЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Д.А. Бусарова
А.И. Месяц
В.П. Прокопьев

darya.busarova@rsce.ru
aleksey.mesyats@rsce.ru
vasiliy.prokopev@rsce.ru

ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»

Дистанционное зондирование Земли из космоса является одним из перспективных направлений развития отечественной космонавтики. В настоящее время РКК «Энергия» разрабатывает спутник дистанционного зондирования Земли. Аппарат оборудо-

ван системой оптико-электронного наблюдения, позволяющей делать снимки земной поверхности высокого качества в нескольких спектральных диапазонах. Для обработки данных спутника ДЗЗ создаётся наземный комплекс приёма и обработки информации. Комплекс обеспечивает полный цикл информации, начиная от получения от антенного приёмника и закачивания тематической прикладной обработкой методами специализированных геоинформационных программных средств. Кроме того, в задачи комплекса входят управление приёмной антенной и долгосрочное хранение и каталогизация полученных данных.

Обработка космических снимков является сложным и многоэтапным процессом, требующим значительных объёмов вычислительных ресурсов. Для разделения решаемых задач в зависимости от типов и объёмов требуемых ресурсов, система была разбита на отдельные программно-аппаратные подсистемы. В силу большого объёма обрабатываемой информации и жестких ограничений на время обработки большое внимание при проектировании подсистем уделялось степени автоматизации работы и уменьшению числа рутинных задач операторов-людей. Наибольшие степени автоматизации были достигнуты в самых ресурсоёмких подсистемах — в первую очередь, в системе предварительной и первичной обработки, где вмешательство оператора требуется только для разрешения внештатных ситуаций. Интерфейсы между подсистемами проектировались с учётом необходимости взаимодействия как с более быстрыми автоматизированными системами, так и с более медленными системами с операторами-людьми.

Для управления процессом обработки используется система заданий, позволяющая оперативно следить за выполнением процесса и распределять имеющиеся задачи в соответствии с текущей нагрузкой системы.

В докладе будет подробно изложена структура программного обеспечения комплекса.

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПЕРВИЧНОЙ И ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ ОБРАБОТКИ ЦЕЛЕВОЙ ИНФОРМАЦИИ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Д.А. Бусарова
А.И. Месяц
В.П. Прокопьев

darya.busarova@rsce.ru
aleksey.mesyats@rsce.ru
vasiliy.prokopev@rsce.ru

ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»

В настоящее время РКК «Энергия» разрабатывает спутник дистанционного зондирования Земли, позволяющий делать снимки земной поверхности высокого качества, а также наземный комплекс обработки целевой информации, получаемой от аппарата.

Обработка целевой информации космических аппаратов дистанционного зондирования Земли является сложным, многоэтапным и ресурсоёмким процессом. Большая часть вычислительноёмких и времязатратных операций сосредоточена в системе предварительной и первичной обработки целевой информации. Основной задачей этой системы является обеспечение цикла получения и обработки целевой информации, начиная от получения сырого пакета на антенном приёмнике, и заканчивая сведёнными, радиометрически откорректированными и геопривязанными изображениями.

Первичная обработка состоит из нескольких этапов:

Секция 17

- распаковки ЦИ из пакетов транспортного уровня;
- сортировки ЦИ по отдельным съёмочным маршрутам.

Первичная обработка, в свою очередь, состоит из следующих этапов:

- декомпрессия изображений;
- анализ и подготовка сопроводительной информации снимков;
- радиометрическая и геометрическая коррекция видеоданных;
- расчёт параметров модели геопривязки снимков.

Для достижения высокой оперативности подобной многоступенчатой обработки спроектирована и разрабатывается система автоматического управления этими процессами. Данная система решает следующие задачи:

- получение и сопровождение заданий на обработку;
- загрузка и подготовка исходных данных для каждого этапа обработки из системы хранения;
- запуск и сопровождение приложения-обработчика, выполняющего задания;
- размещение результатов обработки в системе хранения наземного комплекса приёма и обработки изображений.

При разработке используются кроссплатформенные технологии. Архитектура системы допускает её горизонтальное масштабирование.

КОСМИЧЕСКИЙ МАНИПУЛЯТОР НА ПОДВИЖНОМ ОСНОВАНИИ. АНАЛИЗ ПРИВЕДЕННОЙ СИСТЕМЫ КАК ОБЪЕКТА УПРАВЛЕНИЯ

П.П. Белоножко

byelonozhko@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В [1, 2] в форме уравнения Рауса получено независимое уравнение динамики относительного движения одностепенного космического манипулятора на подвижном основании для случая отсутствия внешних сил и моментов. Выполнен качественный анализ плоских инерционных движений, выделены существенно различающиеся режимы – колебания и круговращения. Несмотря на модельный характер задачи, важной особенностью которой являются возможность качественного аналитического исследования и наглядной интерпретации результатов, полученное уравнение предполагает также непосредственное прикладное использование при исследовании, например, некоторых режимов движения монтажно-сервисных автономных роботизированных космических модулей [3–4].

В докладе показано, что полученное независимое уравнение динамики в форме уравнения Рауса можно интерпретировать как уравнение некоторой приведенной нелинейной колебательной системы. Даны выражения для кинетической и потенциальной энергии приведенной системы. Выделены постоянная и переменная составляющие потенциальной энергии приведенной системы. Получено уравнение семейства фазовых траекторий.

Литература

1. Белоножко П.П. Исследование плоских инерционных движений космического манипулятора на подвижном основании как нелинейной колебательной системы // Робототехника и техническая кибернетика, № 4(13) 2016. – С. 52 – 58
2. Belonozhko P.P. Methodical Features of Acquisition of Independent Dynamic Equation of Relative Movement of One-Degree of Freedom Manipulator on Movable Foundation as Control Object // Smart Electromechanical Systems: The Central Nervous System. Studies in Systems, Decision and Control 95. Andrey E. Gorodetskiy,

- ИVugar G. Kurbanov (ed.) – Springer International Publishing Switzerland, 2017 – P. 261 – 270. 10.1007/978-3-319-53327-8_19
3. Белоножко П.П. Перспективные монтажно-сервисные роботизированные космические модули // Робототехника и техническая кибернетика. 2015. – № 2(7). – С. 18 – 23.
 4. Белоножко П.П. Космическая робототехника. Современное состояние, перспективные задачи, тенденции развития. Аналитический обзор. // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2016. № 12. С. 110 153. DOI: 10.7463/1216.0853919

**РАЗРАБОТКА БИОИНФОРМАЦИОННОЙ ПОДСИСТЕМЫ
МЕХАТРОННОГО КОМПЛЕКСА, РЕАЛИЗУЮЩЕГО ФУНКЦИИ
«ПОВТОРИТЕЛЯ ДВИЖЕНИЙ» РУКИ ЧЕЛОВЕКА, НА ОСНОВЕ
ДАННЫХ ЭЛЕКТРОМИОГРАФИИ**

А.И. Гаврилов
Со Со Тав У

alexgavrilov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Использование сигналов электромиографии человека для адаптивного управления внешними роботизированными устройствами является актуальной междисциплинарной задачей, решение которой лежит как в фундаментальных областях (нейробиология, нейротехнологии), так и в прикладной биомедицине (устройства и методики реабилитации, экзопротезы и экзоскелеты, тренажеры и др.).

Целью работы является разработка и исследование биоинформационной системы обработки данных электромиографии с возможностью определения типа и параметров движения для решения задач управления мехатронными устройствами. В рамках работы решаются две основные задачи:

Задача 1 – На основе информации, полученной с датчиков нейронной активности (ЭМГ), необходимо классифицировать тип движения лучезапястного сустава.

Задача 2 – На основе информации, полученной с датчиков нейронной активности (ЭМГ), необходимо определить параметры движения лучезапястного сустава (угловая скорость, угловое положение).

В рамках работы разработан полнофункциональный макет мехатронного комплекса, реализующего функцию «повторителя движений» руки человека на основе данных электромиографии. Макет может использоваться как для исследований принципов функционирования биоинформационных систем, так и для прототипирования мехатронных устройств, расширяющих функциональные возможности человека – экзоскелетов, биопротезов и т.п.

Научная новизна результатов заключается в разработке оригинальной модели преобразования ЭМГ сигналов в оценку мышечной активности, непосредственно определяющую параметры движения кисти руки человека. Также элементами научной новизны и существенной практической значимостью обладает созданный в рамках исследований комплексный формализованный подход к прогнозированию параметров движения по данным электромиографии с использованием моделей мышечной активности и аппарата регрессионного анализа.

Секция 17

РАЗРАБОТКА ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ДЕТЕКТИРОВАНИЯ НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ НЕЙРОСЕТЕВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

А.И. Гаврилов alexgavrilov@mail.ru,
А.И. Жильцов, К.В. Парфентьев

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время сфера применения беспилотных летательных аппаратов (БЛА) непрерывно расширяется. Растущий спрос на БЛА обоснован не только экономическими соображениями, а именно, относительной дешевизной конструкции, но и компактными размерами БЛА наряду с возможностью выполнять задачи повышенного риска. Одной из важнейших задач, возникающих на этапе разработки беспилотной техники, является создание систем детектирования нештатных ситуаций, причиной которых является некорректное функционирование или выход из строя бортовых систем. В настоящее время проблема решается преимущественно многократным резервированием. Наряду с традиционными подходами все большее применение находят средства интеллектуального анализа данных, в частности, – искусственные нейронные сети. Развитие вычислительной техники позволяет применять все более сложные нейронные структуры и алгоритмы в бортовых системах, а также решать широкий круг разноплановых задач в режиме реального времени. Применение эффективных технологий детектирования нештатных ситуаций, основанных на нейросетевых средствах анализа многомерных данных, может позволить сократить уровень резервирования. Таким образом, поставленная задача является актуальной и практически значимой.

В работе предложен новый подход к разработке комплексной системы оценки состояния беспилотного летательного аппарата. Данная система предназначена для решения широкого круга задач, таких как детектирование неисправностей бортовой аппаратуры на основе комплексного анализа измерений, резервирование неисправных датчиков, ведение журнала измерений, оценка состояния летательного аппарата. Также данная система позволяет определять неисправность системы управления и обеспечивает возможность завершить маневр, взяв управления на себя. Еще одной важной задачей является определение достоверности модели на основе реальных полетных данных и возможная корректировка модели.

Работоспособность системы подтверждена как посредством вычислительных экспериментов с моделью БЛА, так и на реальных полетных данных.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМ ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ И КОНТРОЛЯ

К.А. Неусыпин neysipin@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Для осуществления всеобъемлющего контроля бортового оборудования целесообразно использовать концепции, заложенные в динамической экспертной системе (ДЭС) и интеллектуальные технологии [1]. В качестве интеллектуальной технологии используются алгоритмы акцептора действия [2]. Реализация функции контроля в ДЭС предполагает ее модификацию с целью уменьшения объема памяти БЦВМ. Известна структура системы управления с интеллектуальной компонентой, построенная на ос-

нове теории функциональных систем, предусматривает построение прогнозирующих моделей состояния объекта управления и моделей внешней среды [3]. Построение модели внешней среды функционирования пилотажно-навигационных комплексов (ПНК) летательных аппаратов (ЛА), дает возможность разрабатывать сценарии управления на длительные интервалы времени его функционирования. Сценарии управления предполагают реконfigurирование оборудования ЛА.

Применение ДЭС значительно повышает эффективность диагностирования ПНК ЛА, так как позволяет оперативно анализировать разнообразную информацию по особенностям складывающейся ситуации и принимать решения по эксплуатации данного ПНК.

Литература

1. Пролетарский А.В., Неусыпин К.А., Селезнева М.С. Применение интеллектуальных технологий для разработки систем управления летательных аппаратов // В сборнике: Eurasia Science: Сборник статей X международной научно-практической конференции. 2017. С. 35-37
2. Anokhin, P.K. Biology and neurophysiology of the conditioned reflex and its role in adaptive behavior. Pergamon Press, 1974. 592 p.
3. Shen K., Selezneva M.S., Neusyypin K.A., Proletarsky A.V. Novel variable structure measurement system with intelligent components for flight vehicles // Metrology and Measurement Systems. 2017. T. 24. №2. С. 347-356

СИСТЕМЫ ТЕПЛОПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ МНОГОРАЗОВЫХ ТРАНСПОРТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

Н.М. Задорожная
А.А. Лунев

Zanatalie@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В современных условиях в связи с ростом интереса к разработке многоразовых транспортных космических систем (МТКС) возрастают требования к качеству и точности наземных испытаний элементов конструкций космических летательных аппаратов. Повышаются требования к точности воспроизведения расчетных температурных полей, статических и динамических нагрузок. Существующие стенды для теплопрочностных испытаний не обеспечивают необходимое качество управления процессом испытаний, поэтому возникла необходимость в создании соответствующей системы автоматического управления подобными стендами.

Теплопрочностные испытания в современном их понимании должны обеспечивать многократное воспроизведение распределенных по конструкции объекта испытаний полей и нагрузок с высокой точностью и синхронностью. Решение этой проблемы лежит на пути разработки многоканальной адаптивной системы автоматического управления теплопрочностными испытаниями. Достижения в области компьютерной техники сделали возможным реализацию сложных и требовательных к вычислительным ресурсам алгоритмов управления. Кроме того, разработаны современные методы адаптивного управления, позволяющие решить поставленную задачу.

Основой рассматриваемой в работе многоканальной системы автоматического управления теплопрочностными испытаниями является многоканальный адаптивный регулятор. Алгоритм самонастройки регулятора основан на оптимальной фильтрации Калмана. Регулятор позволяет отслеживать значительные изменения характеристик объекта управления и обеспечивает заданное качество управления практически на всех этапах испытаний.

Секция 18



АВТОМАТИЧЕСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДЛЯ ПЛАНЕТНЫХ И АСТРОФИЗИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ, ИСПЫТАНИЯ И РАСЧЁТ

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ И ТРАЕКТОРИИ ОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРОЕКТА «ЛАПЛАС-П» ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПЛАНЕТНОЙ СИСТЕМЫ ЮПИТЕРА

А.В. Симонов
И.В. Платов,

alex.simonov@laspacespace.ru

АО «НПО Лавочкина»

Изучение Юпитера с помощью космических аппаратов (КА) началось в семидесятых годах двадцатого века. В России также разрабатывается экспедиция, целью которой является исследование планетной системы Юпитера контактными и дистанционными методами.

Проект предусматривает изучение околоюпитерианского пространства при помощи двух аппаратов, функционирующих одновременно – «Лаплас-П1» и «Лаплас-П2». КА «Лаплас-П1» предназначен для дистанционных исследований Юпитера и Ганимеда с орбиты искусственного спутника Ганимеда. КА «Лаплас-П2» предназначен для посадки и проведения контактных исследований на поверхности Ганимеда.

Институтом космических исследований Российской академии наук сформированы основные научные задачи этой миссии, нацеленные в основном на поиск следов жизни контактными исследованиями поверхности Ганимеда с помощью посадочного аппарата.

Выбор лучшего места посадки посадочного аппарата за счет картографирования поверхности Ганимеда, сопровождение при спуске и посадке, а также выполнение дистанционных исследований возложено на орбитальный аппарат.

Выведение обоих КА на отлётную траекторию предполагается осуществить с помощью перспективных средств выведения тяжёлого класса – ракеты-носителя «Ангара-А5» и разгонного блока «КВТК».

В данном докладе представлены проектный облик орбитального аппарата (ОА), двигательных установок (ДУ) и траектория КА в результате проработки миссии «Лаплас-П».

Основными модулями КА «Лаплас-П1» являются орбитальный аппарат и маршевая двигательная установка, соединяемые фермой. Конструкция ОА включает приборный отсек, солнечные батареи, систему остронаправленной и малонаправленных антенн и ДУ. Разработка ДУ ОА предполагает максимальное использование задела по ДУ перелётного модуля с применением двухкомпонентных жидкостных ракетных двигателей, производства НИИМаш (г. Н.Салда), проектов «Фобос-Грунт» и «Луна-Глоб».

Разработанная схема полёта ОА состоит из следующих этапов:

- запуск обоих КА в одно стартовое окно с интервалом около одной недели;
- межпланетный перелёт к Юпитеру длительностью около 6 лет с гравитационными манёврами у Венеры и Земли;

- тур в системе Юпитера, включающий десять гравитационных маневров у Ганимеда и Каллисто и заканчивающийся через примерно два года выходом на орбиту вокруг Ганимеда;
- полёт КА по орбитам искусственного спутника Ганимеда.

ОА после выхода на круговую полярную орбиту вокруг Ганимеда в течение 2-3 месяцев должен собрать достаточно данных для выбора места посадки «Лаплас-П2».

Предлагаемый вариант конструкции орбитального аппарата проекта «Лаплас-П» позволяет реализовать разработанную траекторию, при этом обеспечить штатную работу целевой аппаратуры и провести комплекс экспериментов в течение заданного срока активного существования.

РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА КАСАТЕЛЬНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА ПОВЕРХНОСТИ ТЗП КА, ДВИЖУЩИХСЯ В АТМОСФЕРАХ ПЛАНЕТ

А.А. Иванков

ival@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

Движение космических аппаратов (КА) в атмосферах планет сопровождается тепловым и силовым воздействием набегающего потока газа на их поверхность. Такому воздействию подвергаются также головные обтекатели (ГО) ракет-носителей при выведении КА на рабочую орбиту. Воздействие со стороны газового потока при высокоскоростном обтекании поверхности КА сопровождаются протеканием ряда сложных физико-химических процессов, в число которых наряду с нагревом и термическим разрушением теплозащитного покрытия (ТЗП) входит процесс механического (эрозийного) разрушения материала покрытия за счет сил поверхностного трения со стороны набегающего газа. Количественная характеристика эрозийного воздействия определяется величиной касательного напряжения, действующего на поверхность. Для этого вдоль траектории полета аппарата проводится оценка касательных напряжений, приложенных к поверхности аппарата, а также посредством расчётных и экспериментальных работ определяется стойкость теплозащитного материала по отношению к такого рода воздействиям.

В работе представлены результаты разработки математической модели и программы расчета для оценки касательных напряжений, действующих на обтекаемую поверхность аппаратов, входящих с большой скоростью в атмосферы Земли и Марса, а также на поверхности головных обтекателей ракет-носителей. Приведены результаты сравнительного анализа величин касательных напряжений и условий обтекания для некоторых аппаратов разработки АО «НПО Лавочкина».

Определение теплового и силового воздействия атмосферного потока на поверхность КА для каждой точки траектории полета аппарата состоит из 2-х этапов. На первом этапе решается внешняя задача – задача обтекания, связанная с расчетом поля течения и лучисто-конвективного теплообмена у поверхности аппарата. На следующем этапе решается внутренняя задача, связанная с определением прогрева конструкции стенки аппарата, включая расчет уноса массы с поверхности ТЗП.

При решении задачи обтекания КА потоком газа определяется распределение касательной составляющей вектора скорости газа вдоль поверхности аппарата и действующего на поверхность теплового потока. В этой части расчетов определяется величина касательного напряжения. В рамках решения внутренней задачи определяется распределение температуры конструкции стенки аппарата, а при достижении на поверхности покрытия температуры разрушения материала – линейный унос ТЗП с поверхности.

Секция 18

ПРИМЕНЕНИЕ КОММЕРЧЕСКОЙ ЭКБ В ГК «РОСКОСМОС» (РОССИЯ) НА ПРИМЕРЕ ПРИБОРА «МСУ-ГС» КА «АРКТИКА-М» И СРАВНЕНИЕ С ПОДХОДОМ ПРИМЕНЕНИЯ КОММЕРЧЕСКОЙ ЭКБ В NASA (США)

Е.В. Власенков

veb@laspace.ru

Филиал АО «НПО им. С.А. Лавочкина» в г. Калуга

В современных условиях высокой конкуренции в сфере космических услуг на рынке данных дистанционного зондирования земли (ДЗЗ) важным конкурентным преимуществом становится повышение производительности и эффективности космических аппаратов (КА). Это возможно при использовании в бортовой аппаратуре КА современной, высокопроизводительной электронной компонентной базы (ЭКБ).

Применение коммерческой ЭКБ (COTS – “commercial off the shelf” – в терминологии NASA) в гражданских проектах NASA обусловлено требованиями функциональности и высокой производительности, недоступной в ЭКБ класса «military». Успешное применение ЭКБ определяется отбором и квалификацией, зависящим от назначения, внешних воздействующих факторов и продолжительности миссии.

В проектах ГК «Роскосмос» применение коммерческой ЭКБ допускается как в служебных системах, так и при создании полезной нагрузки. Учитывая особенности изготовления высокопроизводительной электроники в нашей стране, номенклатура применяемых коммерческих ЭКБ определяется доступностью ЭКБ иностранного производства (ИП), порядок применения которых строго регламентирован ГК «Роскосмос».

В КА «Арктика-М» в качестве полезной нагрузки используется прибор МСУ-ГС (многозональное сканирующее устройство), предназначенный для получения многоспектральных изображений облачности и поверхности Земли в видимом и инфракрасном диапазонах. Создание МСУ-ГС с высокими эксплуатационными характеристиками без использования ЭКБ ИП не представлялось возможным.

В данной работе рассмотрены принципы применения коммерческой ЭКБ в США и России. Системный подход ГК «Роскосмос» показан на примере оценки радиационной стойкости прибора МСУ-ГС КА «Арктика-М». В данном случае определялась необходимая массовая защита критичных составных частей и блоков МСУ-ГС, содержащих ЭКБ ИП. Проведенные расчеты позволили значительно снизить итоговую массу радиационной защиты прибора.

РАДАРНЫЕ УРОВНЕМЕРЫ КАК СРЕДСТВО УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Сысоев В.К

sysoev@laspace.ru

Дмитриев А.О., Юдин А.Д.

АО «НПО Лавочкина»

Одним из ключевых моментов в обеспечении мягкой посадки космического аппарата на поверхность планет является необходимость наличия системы измерения малых расстояний от корпуса аппарата до поверхности планеты. При этом к этой системе предъявляются довольно жесткие требования:

- диапазон измерений от 10 метров до 0 метров с точностью 1-10 мм;
- работа системы измерений в условиях облака пыли и газовой струи двигателей;

- трюирование системы измерений;
 - работа в условиях радиации и больших температурных перепадов;
 - измерений проводить по площади поперечного сечения космического аппарата.
- Имеющиеся системы измерений основаны на штыревых контактных датчиках. Однако, при всей надежности и простоте конструкции обладают недостатками:
- малая длина штыря;
 - точечное действие, что при попадании на препятствие больших размеров (камень) может привести к опрокидыванию аппарата.
- Применение оптико-электронных систем имеет свои недостатки:
- необходимость освещения зоны посадки;
 - ограничение работы в условиях пыли.

Имеющиеся радиолокационные системы измерений работают до высот ~10 метров, что не отвечает требованиям посадки космического аппарата.

Однако большой прогресс в области создания радарных уровнемеров сыпучих пылевых материалов (цемент, уголь) в уровнях 10-0 метров позволяет планировать их применение для посадочных космических аппаратов, так как они по своей схеме измерения отвечают всем вышеперечисленным требованиям. Такие системы радарных уровнемеров (УЛМ) успешно и на высоком мировом уровне разрабатывает предприятие АО «ЛИМАКО», которое может адаптировать технологию изготовления таких радаров для космических аппаратов.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СЕЛЕНОЦЕНТРИЧЕСКИХ КООРДИНАТ НАХОДЯЩЕГОСЯ НА ЛУНЕ ПОСАДОЧНОГО АППАРАТА

А.О. Дмитриев¹ dmitriev141400@gmail.com
А.В. Багров¹, В.К. Сысоев¹, В.А. Леонов²

¹АО «НПО Лавочкина»

²Институт астрономии РАН

Звездные датчики на борту посадочного модуля могут быть использованы для предварительного определения широты и долготы места посадки, если они дополнены искусственным горизонтом. Задачей звездных датчиков является определение ориентации КА в системе неподвижных звезд, то есть они измеряют угловые координаты векторов X , Y , Z аппаратной системы координат. Датчик горизонта позволяет определить вертикальные составляющие этих векторов в топоцентрической системе координат h_x , h_y , h_z . По измеренным в аппаратной системе координат положениям звезд в известный момент времени и полученным величинам h_x , h_y , h_z можно вычислить топоцентрические координаты наблюдаемых звезд $\{A^*, h^*\}$. Для этого нужно еще определить положение местного меридиана.

Переход от топоцентрических координат звезды к её небесным координатам описывается формулами, в которые входят время, широта и долгота места наблюдения. Время получается из бортовых часов, координаты звезд записаны в бортовой каталог. Таким образом, используя астрометрические вычисления можно определить селеноцентрические координаты места посадки.

Точность определения широты и долготы этим методом получается разной. Если принять точность измерений координат звезд бортовым датчиком равной b , то точность измерения широты может достичь примерно этого же уровня. Что касается долготы, то ее измерение связано с наблюдением собственного вращения Луны, скорость которого составляет примерно 46286 угловых секунд в секунду времени. Следовательно, точность звездного датчика позволит определить с точностью $6/46286 =$

Секция 18

$1/7714$ длины окружности, или 7...8 угловых минут. Протяженность угловой минуты на Луне составляет около 0.46 км. В результате точность оценки селеноцентрических координат места посадки описанным способом составит от 3 до 5 км. Если же момент прохождения звезды через меридиан определяется точнее, чем 1 секунда, то соответственно вырастет и точность определения долготы. Поэтому можно получить точность позиционирования порядка единиц метров.

МАКЕТИРОВАНИЕ СПЕКАНИЯ МОДЕЛЕЙ ЛУННОГО ГРУНТА СОЛНЕЧНЫМ ИЗЛУЧЕНИЕМ

А.В. Багров¹, В.К. Сысоев¹, А.Д. Юдин¹, А.К. Сысоев²
sysoev@laspace.ru

¹ АО «НПО Лавочкина»

² Академия строительства и архитектуры ДГТУ

Работа посвящена изучению возможности изготовления строительных элементов из лунного грунта методом селективного спекания на 3D принтере с использованием солнечного излучения. Создание обитаемой лунной станции является целью многих иностранных космических агентств США, Европы, Китая, Японии и Индии. Поэтому актуальным является поиск возможных методов строительства конструкций различных сооружений на Луне с минимальными энергозатратами.

Наиболее приемлемым вариантом получения строительных материалов является спекание лунной пыли сфокусированным излучением Солнца. Для этого необходимо на Земле отработать такую технологию в лабораторных условиях на простейших моделях грунта.

Была создана установка с искусственным источником солнечного излучения и высокочистым имитатором лунного грунта. Моделировалось спекание имитаторов лунного грунта излучением мощной ксеноновой газоразрядной лампы с сапфировым окном. В качестве имитаторов лунного грунта использовались нанопорошки из кварцевого стекла. Моделировалось спекание имитатора лунного грунта при различной плотности мощности излучения газоразрядной лампы.

Основным показателем такой методики была оценка времени, необходимого для спекания образцов определенной толщины, что определяет производительность данной технологии. Другой показатель – пористость полученного материала, параметр, который необходимо знать для оценки газопроницаемости будущих лунных сооружений и их относительной прочности. Были проведены исследования полученных образцов на пористость и прочность.

Полученные результаты показывают перспективность использования 3D-печати методом спекания солнечным излучением для получения строительных материалов на Луне.

Созданная методика может служить основой для проектирования 3D установки для будущих лунных экспедиций.

ЗАВИСИМОСТЬ ОБОБЩЕННОГО ПОКАЗАТЕЛЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ НАБЛЮДЕНИЯ ОТ СВОЙСТВ ОБЪЕКТА НАБЛЮДЕНИЯ

В.П. Макаров, И.В. Москатиньев, С.Ю. Самойлов
miv@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

В настоящее время широкое распространение получило использование снимков КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) для решения целого ряда задач. Современные тенденции создания КА ДЗЗ направлены на постоянное усиление требований к эффективности, особенно в части информативности, оперативности и достоверности информации.

Для сравнения космических систем наблюдения (КСН) и их элементов, используются показатели эффективности. На основе нормативных документов и опыта проектирования устанавливается иерархия частных показателей эффективности среди них линейное разрешение на местности (ЛРМ), производительность, периодичность наблюдения, время доставки информации и др.

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 эффективности космических систем наблюдения является сравнение доставляемой ими информации с реальным состоянием контролируемой обстановки.

ОПЭ вычисляется через сумму вероятностей распознавания состояния объектов всей целевой обстановки. При этом, вероятность распознавания зависит от свойств объектов наблюдения. Каждый объект наблюдения характеризуется вектором своих свойств. К свойствам объекта относят: характерный размер, критическое ЛРМ, время изменения состояния.

При помощи компьютерного моделирования определены зависимости значения ОПЭ от значений свойств объекта наблюдения и баллистического построения КСН. В докладе представлены результаты этого моделирования.

ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА ГОЛОВНОЙ БЛОК ПРИ ВЫВЕДЕНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ОРБИТЫ С ПОМОЩЬЮ РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ-СБ»

С.И. Шматов

miv@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

Сила тяги маршевой двигательной установки (МДУ) для всех модификаций разгонного блока «Фрегат» (РБФ) составляет 14·10³ Н в режиме малой тяги и 20·10³ Н в режиме большой тяги. При этом даже для габаритных головных блоков (ГБ) (например, с космическими аппаратами (КА) серии «Спектр»), движущихся на достаточно низких

Секция 18

высотах ($h \approx 160$ км) аэродинамические силы не превышают $2 \div 3$ Н. То есть составляют не более 0.01% от силы тяги МДУ. Тем самым, влияние аэродинамических возмущений на движение центра масс ГБ и его ориентацию на активных участках (АУ) траектории полета оказывается явно несущественным.

Для пассивных участков (ПУ) траектории ГБ могут возникать заметные возмущающие кинетические моменты (в первую очередь моменты тангажа и рыскания) в тех случаях, когда ГБ имеет протяженную конструкцию, и на траектории выведения есть продолжительные ПУ с относительно низкой высотой полета ($h \leq 190$ км). Для КА, выводимых на низкоэнергетические орбиты, таких ситуаций практически не возникает. Тогда как для КА, выводимых на высокоэнергетические орбиты с помощью разгонного блока «Фрегат-СБ», сразу после отделения от ракеты-носителя имеет место довольно продолжительный (≈ 65 мин.) ПУ на высотах ($165 \leq h \leq 220$ км). Если не применять никаких противодействующих мер, то поперечные аэродинамические кинетические моменты могут достигать значений от 2000 Н·м·с до 4000 Н·м·с, и для их компенсации потребуется заметное дополнительное количество рабочего тела двигателей системы управления РБФ. В данной работе показано, что благодаря режиму «закрутки» РБФ, обеспечивающему тепловые режимы полезной нагрузки и РБФ, заодно происходит и самокомпенсация возмущающих аэродинамических моментов.

ПОДДЕРЖАНИЕ ОРБИТ В ОКРЕСТНОСТИ ТОЧКИ L2 СИСТЕМЫ СОЛНЦЕ-ВЕНЕРА

М.Г. Ширококов
С.П. Трофимов

shmaxg@gmail.com,
sertrofmov@yandex.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Доклад посвящен задаче поддержания неустойчивых орбит в окрестности коллинеарной точки либрации L2 системы Солнце-Венера. Недавние исследования доказали перспективность этого расположения в миссиях для наблюдения за астероидами семейства Атиров, у которых афелий лежит ниже перигелия земной орбиты. При проектировании подобных миссий учитывается уровень освещенности при движении вдоль орбиты, так как, с одной стороны, для охлаждения аппаратуры может потребоваться пребывание в тени или полутени Венеры, а с другой стороны, требуется обеспечить достаточно длительное пребывание в освещенных областях для подзарядки солнечных батарей.

В связи с указанными особенностями миссий в докладе рассматриваются два пространственных типа либрационных орбит: орбиты Лиссажу и гало-орбиты. Получены зависимости минимальной, средней и максимальной степеней освещенности от размеров орбит. На основании полученных зависимостей были выбраны несколько орбит с различной степенью освещенности. Задача поддержания орбиты решается в импульсной постановке методом целевых точек (Target Point Approach) в эфемеридной модели движения планет Солнечной системы с учетом силы светового давления. Рассмотрены случаи, когда корректирующий импульс всегда направлен вдоль линии Солнце-Венера и когда его направление может быть произвольным. Средние годовые затраты на поддержание орбит оцениваются в серии испытаний Монте-Карло; при этом учитываются ошибки выведения на номинальную орбиту, навигационные ошибки, ошибки исполнения импульсов и ограничение на минимально возможную величину импульса. Внимание уделено и слабоустойчивым гало-орбитам: найдены допустимые ошибки по положению и скорости при пересечении картинной плоскости, которые не приводят к потере устойчивости орбиты.

Исследование поддержано грантом РФФИ № 14-11-00621.

ИЗМЕНЕНИЕ УДАРНОЙ НАГРУЗКИ ПРИ ЕЕ ПРОХОЖДЕНИИ ЧЕРЕЗ БОЛТОВОЕ СОЕДИНЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ

О.Г. Деменко

3335704@gmail.com

АО «НПО Лавочкина»

Срабатывание системы отделения космического аппарата (КА) приводит к значительным ударным нагрузкам, опасным для оборудования. Интенсивность ударного нагружения может значительно снижаться силовой конструкцией КА. Важным конструкционным фактором, оказывающим демпфирующее действие, является болтовое соединение элементов конструкции КА. Механизм этого влияния для продольной нагрузки (по отношению к оси болта) рассмотрен в работе [1]. Изменение поперечной нагрузки при ее прохождении через болтовое соединение не менее важно для понимания механизма передачи ударной нагрузки, и является предметом рассмотрения настоящего доклада.

Экспериментально установлено, что влияние болтового соединения на передачу поперечной и продольной нагрузок происходит по аналогичному сценарию. Ускорения в элементах конструкции за узлом соединения и перед ним в ударном спектре отклика увеличиваются одинаково с ростом частоты только до некоторого значения, определяемого упругой связью соединяемых тел. Выше этой частоты ускорения за стыком перестают расти и даже снижаются по отношению к нагрузкам перед стыком, что приводит к снижению пикового ускорения до 2...3 раз и делает ударный спектр отклика более низкочастотным.

Как показывают расчеты, жесткость соединительной связи элементов конструкции в поперечном направлении получается выше, чем в продольном. Это приводит к тому, что уменьшение ударной продольной нагрузки при прохождении ею через соединение происходит при меньших частотах, чем для поперечной нагрузки. При этом разница в этих частотах значительная и составляет десятки процентов. Поскольку изначально, в зоне действия ударного импульса, продольная составляющая ударной нагрузки превосходит поперечную составляющую более, чем в два раза, то действие соединительного узла приводит к выравниванию уровня нагружения конструкции КА за болтовым соединением по всем направлениям.

Отмеченное явление необходимо учитывать при определении требований к ударной прочности элементов КА и их испытаниях. Поскольку аппаратура КА отделена от агрегатов системы отделения, как правило, несколькими (минимум 2...5) технологическими конструктивными разъемами, то ударные нагрузки необходимо задавать одинаковыми по всем осям КА независимо от расположения оборудования на конструкции КА.

Список литературы

1. Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А. Влияние жёсткости соединительной связи на передачу продольной ударной нагрузки через болтовое соединение тел // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 1. с. 28-33.

Секция 18

ОСОБЕННОСТИ ВНЕДРЕНИЯ ВИБРАЦИОННОЙ ОБРАБОТКИ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ СВАРНЫХ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

К.Е. Пономарев, И.В. Стрельников i.v.str@yandex.ru

АО «НПО Лавочкина»

Единое производство, высокие требования к надежности, точность и размерной стабильности являются характерными особенностями производства космических аппаратов. При изготовлении последних, в качестве связующих и несущих элементов нашли применение сварные конструкции в форме пространственных трубчатых или коробчатых ферм и рам [1].

В процессе термомеханического цикла сварки из-за неравномерности нагрева и охлаждения в конструкциях возникают остаточные деформации и остаточные напряжения (ОН): первые снижают точность, а вторые, подверженные процессам релаксации, вызывают нестабильность размеров во времени, и, кроме того, снижают усталостную прочность, ударную вязкость и могут приводить к коррозионному растрескиванию [2]. Необходимость выполнения требований по прочности, точности, а также себестоимости и времени изготовления сварные конструкции космических аппаратов определяет возможные методы по снижению остаточных деформаций и ОН. Приведенные методы условно разделяются на термические и механические, а последние, в свою очередь, на пластического деформирования, приложения нагрузки, ударной обработки, вибрационного воздействия [3].

Наиболее приемлемы для пространственных ферменных и рамных конструкций являются методы термической обработки и вибрационной обработки (ВО), однако последняя, существенно экономичнее и имеет много меньшую длительность [4]. В частности, достаточно хорошо зарекомендовал себя метод ВО сварных конструкций в процессе сварки, а также после, с применением дебалансного вибратора, производства ООО «Магнит плюс» [5]. Для оценки возможностей ВО по уменьшению и перераспределению ОН, а также уменьшению остаточных деформаций проводятся опытно-технологические работы. На имеющийся вибростенд ВЭДС-1500МК изготовлено приспособление, позволяющее проведение ВО, как во время сварки, так и после. Диапазон работы вибростенда с приспособлением составляет 5-200 Гц по частоте и до 1,5 мм по амплитуде колебаний, что перекрывает рекомендуемые диапазоны ВО.

Совмещение ВО с процессом сварки, позволяет, кроме уменьшения остаточных деформаций и напряжений, заметно оптимизировать геометрию сварного шва с уменьшением значения коэффициента концентрации напряжения (радиус сопряжения и угол галтельной поверхности Стананова-Коростылева-Рыбина) и уменьшить размеры зерна, пористость и ликвацию в литой зоне шва. Оптимизация геометрии и снижение ОН повышают сопротивление усталости сварных соединений, уменьшение размера зерна и снижение дефектов объемного типа повышают прочность и ударную вязкость, снижение остаточных деформаций уменьшает технологические припуски на механическую обработку и облегчает сборку.

Список литературы

1. Ефанов В.В., Долгополов В.П. Луна. От исследования к освоению (к 50-летию космических аппаратов «ЛУНА-9» и «ЛУНА-10») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 3-8.
2. Винокуров В.А., Григорьянц А.Г. Теория сварочных деформаций и напряжений. – М.: Машиностроение, 1984. – 280 с.

3. Сагалеви́ч В.М. Методы устранения сварочных деформаций и напряжений. – М.: Машиностроение, 1974. – 248 с.
4. Лашенко Г.И. Комбинированные технологии послесварочной обработки металлоконструкций // Сварщик. 2007. № 1. С. 14-18.
5. URL: <http://www.magnitsp.ru> (дата обращения: 01.06.2017).

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ

В.А. Воронцов¹

vorontsov@laspace.ru

И.А. Соболев² is@aerospacelab.ru

¹АО «НПО Лавочкина»

²Аэрокосмическая лаборатория МГУ

Впервые в мировой практике запуск в атмосферу Венеры зондов аэростатного типа состоялся в ходе осуществления проекта «Вега» в 1985 году. Аэростаты полностью выполнили запланированную программу полёта, подтвердив практическую реализуемость выбранной концепции.

В то же время создание аэростатных зондов для работы в атмосфере Венеры затрудняется особыми свойствами венерианской атмосферы, в первую очередь – высокой скоростью её циркуляции и динамической нестабильностью. Кроме того, существенным фактором является значительная разница температур над дневной и ночной сторонами, вынуждающая компенсировать изменения температуры оболочки расходом газа, что существенно ограничивает срок автономного существования такого аэростата. С другой стороны, значительная стоимость организации венерианской экспедиции и высокая ценность получаемых научных данных требуют увеличения срока активного существования зондов, что, в свою очередь, требует поиска новых конструктивных и концептуальных решений.

В рамках работ над проектом «Венера-Д» в НПО им.С.А. Лавочкина [1] была предложена концепция дрейфующего зонда для длительных исследований – «ветролёта». Простейшая математическая модель его полёта, а также сравнительный анализ преимуществ и недостатков по сравнению с другими типами зондов были приведены на 51-х Научных чтениях памяти К.Э. Циолковского в докладе [2].

Основным преимуществом зондов змейкового типа является длительный срок автономного существования и относительная простота конструкции. Тем не менее, основным недостатком такой концепции является сложность управления по курсу, неотработанность технологии, низкая устойчивость к турбулентностям.

В последние годы в авиации наметилась тенденция к созданию автоматических беспилотных высотных летательных аппаратов с приводом на основе солнечной энергии, получивших также название «псевдокосмические летательные аппараты» (ПКА) [3]. В ходе полёта они используют энергию Солнца, преобразуемую фотоэлектрическими преобразователями в дневное время, и энергию, накопленную в аккумуляторных батареях – в ночное. Ряд таких аппаратов уже прошли стадию лётных испытаний [4], [5].

В предлагаемом докладе рассматривается возможность применения технологии ПКА для исследования Венеры. Условия Венеры в значительной степени благоприятствуют использованию таких зондов за счёт следующих факторов:

- малое значение g (8.87 м/с^2 против 9.81 м/с^2), позволяющее создать аппарат с более высокими удельными энергетическими характеристиками;

Секция 18

- большее значение солнечной постоянной (2600 Вт/м^2 против 1370 Вт/м^2), повышающее энергетическую отдачу фотоэлектрических преобразователей (ФЭП);
- высокое альbedo облачного слоя (0,8), позволяющее размещать панели ФЭП на обеих сторонах несущей плоскости;

Расчёты показывают, что по критерию энерговооружённости (кВт мощности СЭС / кг массы ЛА) при прочих равных условиях летательный аппарат, функционирующий в атмосфере Венеры, превосходит аналогичный аппарат, функционирующий в земной атмосфере, в 2,09 раза. Если для венерианского аппарата учитывать возможность использования отраженного от облачного слоя излучения, тот такой аппарат будет превосходить земной уже в 3,77 раза. Ввиду малой скорости вращения планеты аэроплан может в полёте оставаться всё время над одной и той же точкой поверхности, что в перспективе даёт возможность создания группировки атмосферных летательных аппаратов, аналогичной земной группировке спутников на ГСО. В то же время существенным препятствием является высокая скорость атмосферных потоков на наиболее приемлемых для полёта таких аппаратов высотах в 65-75 км.

В докладе также рассматриваются основные свойства венерианских летательных аппаратов, технические и конструктивные характеристики, диапазон решаемых задач, а также предлагается возможная тактика применения.

Список литературы

1. Воронцов В.А., Крайнов А.М., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М., Хартов В.В. Предложения по расширению программы исследования Венеры с учетом опыта проектных разработок НПО им. С.А. Лавочкина. Электронный журнал «Труды МАИ», 2012, выпуск № 52. // [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 24.10.2015. URL: <http://www.mai.ru/upload/iblock/2b6/predlozheniya-po-rasshireniyu-programmy-issledovaniy-venery-s-uchetom-opyta-proektnykh-razrabotok-npo-im.-s.a.-lavochkina.pdf>. (дата обращения: 08.12.2016).
2. Соболев И.А. Атмосферные зонды для исследования Венеры. // Материалы 51-х Научных чтений памяти К.Э.Циолковского. Калуга. Издатель Захаров С.И. («СерНа»), 2016 – 496 с.
3. Клименко Н.Н. Предварительное проектирование псевдокосмических аппаратов: базовые методы и критерии осуществимости // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 55-65.
4. Брусов В.С и др. Проблемы создания псевдоспутников – высотных атмосферных беспилотных летательных аппаратов на солнечной энергии // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 71-79.
5. Клименко Н.Н. Программно-целевой подход к созданию аэрокосмической системы на базе псевдокосмических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 26-36.

МАЛЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ НА ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТАХ И ТЕХНОГЕННАЯ ОПАСНОСТЬ

А.Ф. Клишин

АО «НПО Лавочкина»

Известна современная тенденция широкого использования возможностей космической техники на околоземных орбитах путем создания и эксплуатации «малых косми-

ческих аппаратов» (МКА), т.е. автоматических аппаратов небольших размеров и массой, например \sim от 1,0 до 100 кг.

Эффективность применения МКА при решении отдельных целевых задач определяется известными факторами (краткие сроки разработки, незначительная стоимость создания, выведения и эксплуатации МКА, возможность оперативно проверить в штатных условиях работу новых научно-технических решений и т.д.). Наблюдается постоянный рост числа исследователей и разработчиков таких аппаратов и систем благодаря простоте конструкции МКА (даже ее стандартизации) и доступности для небольших коллективов ученых и исследователей. Темпы ежегодного числа запусков на орбиты МКА значительные (одним носителем иногда последовательно выводится несколько десятков МКА).

Отмеченные достоинства и перспективы применения МКА, а также тенденции развития данного направления необходимо сопоставлять с растущей из-за этого угрозой функционированию космических аппаратов на околоземных орбитах – «техногенной опасностью». Проблема в том, что почти все МКА быстро и надолго переходят в категорию космического мусора (КМ), поскольку:

- имеют максимально облегченную конструкцию и ограниченный ресурс (до \sim 1 года);
- уязвимы к внешним воздействиям (радиации, метеорно-техногенных частиц);
- не обладают ресурсами для совершения маневра при опасном сближении или схода с орбиты и т.д.

Если после завершения срока активного существования (САС) каждый незахороненный МКА представляет угрозу для функционирующих вблизи него КА, то в случае соударения с другим космическим объектом образуются десятки (сотни) более мелких опасных фрагментов (КМ), что подтверждено наземными и летными испытаниями.

Для снижения уровня засорения околоземных орбит в результате бесконтрольного запуска МКА (с малым САС) требуется введение в документы «Международного комитета по космическому мусору» и стандарты (по предотвращению образования КМ) соответствующих регламентов и требований к разработчикам МКА и организациям, осуществляющим выведение МКА, для активного их участия в мероприятиях по обеспечению «чистого космоса».

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ В ПЛАЗМЕННЫХ ПОТОКАХ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ МАЛОЙ ПЛОТНОСТИ

А.Ф. Клишин, А.М. Никитин

АО «НПО Лавочкина»

Аблирующие (уносимые) теплозащитные материалы (ТЗМ) малой плотности ($\rho \sim 0,2...0,8$ г/см³) применяются в качестве внешнего покрытия изделий ракетно-космической техники (РКТ) для обеспечения заданного теплового режима их конструкции. Эти материалы (в зависимости от типа) работоспособны в диапазоне воздействия высокотемпературных плазменных потоков $q_0 \Sigma \sim 10...300$ Вт/см² и начинают разрушаться при $T_{разр}$ от ~ 673 К до ~ 1500 К. Как правило, для определения работоспособности материала в штатных условиях, кроме суммарного теплового потока (слагаемые – конвективный и лучистый тепловые потоки), следует учитывать и силовое воздействие на ТЗМ (т.е. давление торможения и напряжение трения) набегающего высокотемпературного потока. Для парирования заданных уровней названных воздействий экспериментальным путем из группы материалов-претендентов определяется для конкретного изделия соответствующий тип ТЗМ.

Секция 18

Известно, что в условиях воздействия только лучистого теплового потока (при отсутствии силового воздействия набегающего потока) механизм разрушения ТЗМ самый простой – происходит коксование (или плавление) поверхностного слоя и фильтрация через него газообразных продуктов разложения. Из-за низкой плотности образовавшегося слоя кокса ТЗМ теплопроводность его уменьшается. Но, при дополнительном – силовом воздействии набегающего потока ТЗМ малой плотности разрушается быстрее, т.к. низкая механическая прочность образующегося кокса приводит к ускоренному его уносу с поверхности покрытия. С учетом этих особенностей высокотемпературного разрушения для изделий требуются материалы, отличающиеся повышенной прочностью коксового слоя.

Рассматриваются результаты сравнительных испытаний в плазменных потоках установок теплозащитных материалов малой плотности (двух типов, (разного состава и плотности), полученные с целью уточнения особенностей разрушения и теплозащитных свойств ТЗМ, а также определения перспективного из них для применения на изделии.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАДИАЦИОННОГО ТЕПЛООБМЕНА В ОТСЕКЕ С ОПТИЧЕСКОЙ АППАРАТУРОЙ

А.В. Шарков¹, А.Н. Соколов²
П.С. Апалько²

polina.apalko@gmail.com

¹Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики

²Филиал ОАО «Корпорация «Комета» - «НПЦ ОЭКН»

Одной из основных задач при создании космической бортовой оптико-электронной аппаратуры является обеспечение требуемого теплового режима функционирования в условиях эксплуатации на штатной орбите спутника Земли. Для выполнения поставленной задачи используют солнцезащитные конструкции в виде бленд и крышек, а также конструкции, отводящие избыточное тепло от оптико-электронной аппаратуры к радиаторам – тепловые трубы. Применяемые в настоящее время методы расчёта стационарных распределений температур в различных точках орбит КА не позволяют получить достаточно полную картину изменения тепловых характеристик при движении по орбите, что приводит к неполноте учёта влияния изменений солнечной засветки и соответственно к просчётам при проектировании.

Предложенный в статье метод позволяет учитывать оптические и тепловые характеристики элементов конструкции, а также различные модели отражения излучения (диффузную и зеркальную) для расчёта нестационарного распределения температуры по конструкции с учётом изменения направления солнечного излучения и взаимного облучения элементов конструкции.

Расчёт угловых коэффициентов выполнен методом Монте-Карло; для решения задачи теплопроводности использован метод конечных элементов.

Знание распределения температуры делает возможным проведение ряда дальнейших исследований. В качестве иллюстрации этих возможностей предложены методы решения следующих задач:

- расчёт теплового потока излучения, падающего на входную линзу оптической системы;
- моделирования теплового режима конструкции при закрытых солнцезащитных крышках, подвергающихся прямой солнечной засветке;
- расчёт теплового потока, приходящего к каждой из тепловых труб.

В качестве примера приведен расчёт для конструкции, состоящей из двух бленд: конусообразной и цилиндрической, с расположенными в них диафрагмами; солнцезащитных крышек, зеркала и оптической системы.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СОВМЕСТНОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ МИКРОКРИОГЕННОЙ СИСТЕМЫ И КРУПНОФОРМАТНОГО ФОТОПРИЁМНОГО УСТРОЙСТВА

А.И. Леонтьева¹ Alenka_leontieva@mail.ru
А.Н. Соколов¹, Д.В. Иванов¹, М.З. Щедринский¹, В.М. Бебяков¹, Т.Н. Соболевская¹, М.Г. Воробьёв¹, К.В. Рыбас¹, К.Н. Сухарев¹, В.А. Синькова^{1,2}

¹Филиал ОАО «Корпорация «Комета» - «НПЦ ОЭКН»

²Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики

В настоящее время для обеспечения функционирования фотоприёмных устройств (ФПУ) космического назначения широко используются микрокриогенные системы (МКС).

Одной из основных задач при совместном функционировании фотоприёмных устройств и микрокриогенных систем является исследование влияния работы МКС на оптико-электронные характеристики ФПУ.

В настоящее время для обеспечения функционирования фотоприёмных устройств космического назначения используются микрокриогенные системы с пульсационной трубой, как обладающие минимальными вибрациями и относительно малыми массогабаритными характеристиками.

В работе приведено описание схемы совместных испытаний микрокриогенной системы и фотоприёмного устройства, изложены методы и результаты исследования их совместной эксплуатации. В ходе выполнения работы исследовано влияние механических и электромагнитных воздействий работы МКС с пульсационной трубой на характеристики широкоформатного фотоприёмного устройства.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАПУСКА И ЗАПИРАНИЯ КОНТУРНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ В СОСТАВЕ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А.Н. Соколов¹ asokolov_kometa@nxt.ru
М.З. Щедринский¹, К.В. Рыбас¹, М.Г. Воробьёв¹, К.Н. Сухарев¹, Т.Н. Соболевская¹, А.И. Леонтьева¹, В.А. Синькова^{1,2}

¹Филиал ОАО «Корпорация «Комета» - «НПЦ ОЭКН»

²Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики

Основной задачей системы терморегулирования космического аппарата является обеспечение заданной температуры объекта терморегулирования. Одним из перспективных способов терморегулирования устройств бортовой аппаратуры является использование системы терморегулирования с контурными тепловыми трубами (КНТТ). Представлены экспериментально полученные в вакуумных испытаниях результаты исследований данной системы при различных тепловых воздействиях. Исследовано

Секция 18

влияние мощности электронагревателя, установленного на компенсационной полости контурной тепловой трубы, на запирающие КНТТ. Исследован запуск и запирающие КНТТ при различной мощности, подводимой к компенсационной полости КНТТ, и различной температуре испарителя КНТТ.

ЭТАПЫ РАЗРАБОТКИ ТЕПЛОВОЙ МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Р.И. Гуров

gurov@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

При проектировании космического аппарата (КА) значительное внимание уделяется тепловому режиму, к которому предъявляются требования исходя из баллистических параметров миссии, условий функционирования целевой и служебной аппаратуры, а также конструктивного исполнения самого КА.

Прогнозирование теплового режима КА осуществляется на основе опыта, полученного в предшествующих разработках, подкрепляемого математическим моделированием текущего проекта. Прогнозирование теплового режима КА составляет неотъемлемую часть эскизного проекта, а в последующем развивается в конструкторскую документацию на систему обеспечения теплового режима (СОТР).

Основным методом подтверждения теплового режима КА является теплофизический эксперимент. Окончательное подтверждение возможно только после проведения лётных испытаний. Для уменьшения рисков, связанных с возникновением нештатных ситуаций и для получения допуска к лётным испытаниям КА обязан пройти комплексную программу наземной экспериментальной отработки.

Для двигательной установки (ДУ) КА проводятся как обязательные для всего КА тепловакуумные испытания (ТВИ), так и огневые стендовые испытания (ОСИ). При ОСИ раскрываются тепловые параметры функциональных особенностей ДУ (реальная огневая работа двигателей, расход компонентов топлива, наддув топливных баков).

В соответствии с указанными стадиями разработки КА существуют и этапы создания и верификации тепловой математической модели как КА, так и его систем в отдельности, например ДУ:

1. оценочная тепловая модель для эскизного проектирования;
2. подробная тепловая модель для уточнения параметров СОТР и выпуска конструкторской документации;
3. тепловая модель для автономных ТВИ ДУ; тепловая модель для ОСИ;
4. верифицированная подробная тепловая модель по результатам автономных ТВИ и ОСИ;
5. итоговая подробная тепловая модель для лётного КА.

Полученная на этапе 5 тепловая модель используется при анализе и прогнозировании теплового режима для КА при лётных испытаниях и штатной эксплуатации.

ОЦЕНКА И КОНТРОЛЬ НАДЕЖНОСТИ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.А. Вертунов, К.В. Битюцкий, Е.В. Дикун, А.Ю. Колобов
kolobov@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

Основное назначение двигателей КА – создание тяги, обеспечивающей требуемый режим полета. Двигатели могут быть использованы на КА также для управления полетом по заданной программе, стабилизации на расчетной траектории (например в системах ориентации, торможения при разделении ступеней ракеты или при спуске возвращаемого КА и т.п.)

В настоящее время широко применяются жидкостные ракетные двигатели (ЖРД).

Отказами ЖРД являются незапуск или невыключение по команде, разрушение и недопустимые отклонения тяги от расчетного значения.

Важнейшая особенность ЖРД как сложной системы – тесная взаимосвязь элементов в процессе функционирования, а следовательно, взаимосвязь их отказов.

Резервирование в двигателях в большинстве случаев сопряжено со значительным усложнением конструкции и увеличением веса, а поэтому оно имеет ограниченное применение. Наиболее просто могут быть резервированы элементы пиротехники, например пироклапаны. Резервировать же такие элементы, как блок наддува, чрезвычайно затруднительно и нерационально.

С точки зрения структурной надежности ДУ представляет собой сложную техническую систему, неремонтируемую и невозстанавливаемую в процессе её использования по целевому назначению и состоящую из нескольких ЖРД.

Оценка надежности производится с использованием исходных данных по надежности агрегатов, расчетов надежности с использованием справочных данных о надежности комплектующих элементов и расчетов на прочность.

Структурную схему надежности ДУ (ССН) составляют в соответствии с ГОСТ Р51901.14-2007 с учетом резервирования.

Нижний доверительный предел оценки ВБР определяется по результатам наземной экспериментальной отработки при отсутствии отказов по формуле:

$$P_n = \sqrt[n+1]{1 - \gamma}$$

Заданную нижнюю доверительную границу ВБР ДУ назначают на уровне $P_n \geq 0,96$ при $\gamma=0,8$. Это требование подтверждается 40 успешными испытаниями с учетом аналогов.

Оценка вероятности безотказной работы (ВБР) рассматриваемой ДУ за срок активного существования (САС) составила 0,9983.

ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КА

Е.В. Дикун, А.Ю. Колобов, К.В. Битюцкий, А.А. Вертунов
dev@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

Оценка надежности элементов конструкции КА, не имеющих подвижных частей, производится расчетно-экспериментальным методом.

Секция 18

Под отказом конструкции КА понимается наступление для хотя бы одного элемента конструкции одного из событий: разрушения, потери несущей способности, потеря устойчивости.

Уровень безотказности конструктивных элементов определяется напряженно-деформированным состоянием, определяемым величиной эксплуатационных нагрузок, и коэффициентом запаса (прочности, устойчивости и т.д. в зависимости от критерия отказа рассматриваемого элемента).

В качестве основного критерия надежности принимается достижение максимальным напряжением, возникающем в конструкции, предела прочности (предела текучести, предела усталости или предела устойчивости).

Для оценки надежности устройств механического типа применяется принцип «нагрузка-прочность», при котором сравниваются расчетные эксплуатационные нагрузки с разрушающими нагрузками.

Нагрузка и несущая способность рассматриваются как случайные функции. Принимается допущение, что пересечения реализаций нагрузки $N(t)$ и несущей способности $R(t)$ являются редкими случайными событиями, а распределение реализаций в каждом сечении $t = tj$ – нормальным.

В случае совместного действия большого числа случайных возмущений, подчиняющимся различным законам распределения, если среди них нет преобладающего, результирующее возмущающее воздействие имеет, согласно центральной предельной теореме теории вероятностей, распределение, близкое к нормальному.

При прочностных расчетах и при контроле прочностных характеристик конструкции под эксплуатационной нагрузкой понимают максимальное значение эксплуатационной нагрузки, под расчетной нагрузкой – минимальное значение предельной нагрузки.

В докладе будет рассмотрено определение ВБР конструкции при нормальном распределении $R(t)$ и $N(t)$ и отсутствии между ними корреляционной зависимости.

Экспериментальным подтверждением безотказности конструктивных элементов являются успешные прочностные испытания (ударные, вибродинамические и статические).

ПОДТВЕРЖДЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ ЕДИНИЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

А.Ю. Колобов kolobov@laspace.ru,
К.В. Битюцкий, А.А. Вертунов, Е.В. Дикун

АО «НПО Лавочкина»

Современное развитие науки и техники позволило создавать космическую технику (КТ) с длительными (10 - 15 лет) сроками активного существования (САС), что повысило требования к ее надежности.

Высокая стоимость, как самого КА, так и его испытаний не позволяет при отработке КА испытывать большое количество образцов. При существующих финансовых ограничениях в космической отрасли сложилась практика однократного проведения каждого из запланированных видов испытаний на одном образце. При этом невозможно получить статистические данные для подтверждения требований надежности.

При подтверждении надежности в соответствии с нормативной документацией можно использовать расчетные, расчетно-экспериментальные и экспериментальные методы. Из-за невозможности получения достаточных объемов статистических дан-

ных экспериментальные методы для подтверждения требований надежности единичных КА неприменимы.

Предложена методика поэтапного подтверждения надежности единичных КА с учетом априорной информации.

В качестве предварительной информации для этапа летных испытаний (ЛИ) используются оценки показателя надежности, полученные на этапах предъявительских (ПРИ) и приемо-сдаточных (ПСИ) испытаний КА.

В качестве исходной информации для определения ВБР и ее среднеквадратического отклонения используется информация о результатах электрорадиотехнических испытаний (включая испытания в вакууме) КА на этапах ПРИ и ПСИ.

Учет результатов только электрорадиотехнических испытаний объясняется тем, что надежность сложных технических систем, эксплуатируемых в жестких условиях (таких как КА), в первую очередь определяется надежностью радиоэлектронной аппаратуры. При этом объем испытаний (в среднем около 50 для одного КА) позволяет получить оценки с высокой достоверностью.

В случае одновременного обнаружения нескольких неисправностей при оценке надежности, они учитываются как один отказ. Не допускается рассматривать как одну неисправность неоднократно повторяющиеся неисправности КА по вине одного и того же элемента.

Случайные сбои рассматриваются как самоустраняющиеся нарушения работоспособности КА и в расчетах не учитываются.

ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЙ ПРИВОД РУЛЕВОЙ МАШИНЫ ДЛЯ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ

А.Ю. Колобов kolobov@laspace.ru
Е.В. Дикун, К.В. Битюцкий, А.А. Вертунов

АО «НПО Лавочкина»

В разгонных блоках (РБ) традиционно используются рулевые машины с электрогидравлическим приводом.

Предлагается повысить надежность РБ и одновременно уменьшить его вес за счет замены электрогидравлических рулевых машин на машины, выполненные на основе роликвинтовых механизмов.

К достоинствам электрогидравлических рулевых машин относится отработанность технологии изготовления, однако имеются и недостатки:

- высокие требования по герметичности;
- достаточно сложный процесс заправки рулевой машины рабочей жидкостью;
- сложная технология регулировки узла управления на основе поляризованного реле;
- высокие требования к качеству рабочей жидкости;
- постоянное потребление электроэнергии в течение всего времени работы разгонного блока;
- склонность к перегреву.

При использовании роликвинтового привода в конструкции рулевой машины:

- отпадает необходимость в насосной станции;
- упрощается процесс сборки рулевой машины;
- обеспечивается высокая точность позиционирования;
- обеспечивается высокая нагрузочная способность;
- имеется подтвержденный ресурс более 45000 часов;

Секция 18

- устраняются проблемы, связанные с требованиями к герметичности и качеству рабочей жидкости;
- уменьшается энергопотребление;
- уменьшаются в 2-2,5 раза вес рулевой машины;
- в 1,5 раза уменьшается стоимость рулевой машины.

Имеется положительный опыт применения роликовинтовых приводов исполнительных устройств на предприятиях аэрокосмической отрасли (ПАО «Компания «Сухой», АО «Концерн ВКО «Алмаз-Антей», ФГУП «ГосНИИАС», АО электромеханический завод «Лепсе», Казанский авиационный завод им. С.П. Горбунова, АО «Электропривод» г. Киров, Холдинг «Технодинамика», АО «Арзамасский приборостроительный завод имени П.И. Пландина» и др.).

Ожидаемый годовой экономический эффект от применения электромеханических рулевых машин при программе восьми пусков составит около 15 млн.руб.

О РАЗРАБОТКЕ ТРАЕКТОРИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ВНЕЭКЛИПТИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ СОЛНЦА В РАМКАХ ПРОЕКТА «ИНТЕРГЕЛИОЗОНД»

А.В. Симонов
Е.С. Коржак

alex.simonov@laspacespace.ru

АО «НПО Лавочкина»

Работа посвящена особенностям разработки траекторий двух космических аппаратов (КА) перспективного российского проекта «Интергелио-Зонд». Аппараты должны исследовать окосолнечное пространство с близких расстояний (60-80 радиусов Солнца) и внеэклиптических наклонений (более 30 градусов). Их запуск предполагается осуществить в 2026 и 2028 годах.

Траектории КА формируются 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 гравманевров 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.

Также для повышения научной эффективности миссии желательно создать такую конфигурацию, при которой один из аппаратов находился на максимальной гелиоцентрической широте, а второй при этом пролетал вблизи экватора Солнца, а угол между плоскостями орбит был максимальным.

К ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОМУ ИССЛЕДОВАНИЮ СВЕРХЗВУКОВЫХ ДВУХФАЗНЫХ ВЫХЛОПНЫХ ФАКЕЛОВ ЖРД МТ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ НА КА И ВОЗМОЖНО ЯВЛЯЮЩИМИСЯ ИСТОЧНИКАМИ ЗАПЫЛЕННОСТИ СОБСТВЕННОЙ ВНЕШНЕЙ АТМОСФЕРЫ

Н.Н. Иванов

ivanov_n_n@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

В АО «НПО Лавочкина» используется широкая номенклатура жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРД МТ). В частности, для разгонного блока «Фрегат» применяются двигатели «КБХМ им. А.М. Исаева» - филиала ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева», а для большой серии автоматических космических аппаратов постоянно применяются двигатели и других организаций – ФГУП «НИИМаш», ФГУП «ОКБ Факел» (г. Калининград). ЖРД МТ являются исполнительными органами активных систем управления КА и используются для стабилизации, ориентации и обеспечения запуска (ДУ СОЗ). В качестве ДУ СОЗ используются одно и двухкомпонентные ЖРД малой тяги. На 2017 г. суммарное количество двигателей, разработанных в этих организациях, составляет не менее 25 штук, на ЖРД МТ выпущен ГОСТ Р 56463–2015.

Двигатели малой тяги наряду с обеспечением своих штатных характеристик при работе в вакууме должны быть еще и экологически ответственными. В вакууме, согласно расчетам и экспериментам, истечение выхлопных факелов однокомпонентных ЖРД МТ считается экологически чистым. У работающих в космосе двухкомпонентных ЖРД МТ выхлопные факелы, истекающие в вакуум, могут быть двухфазными (известны, например, «грязные» опытные данные на МКС) и содержать сажу, которая будет в собственной внешней атмосфере КА одним из источников загрязнения оптики на телескопах, датчиках, приборах, солнечных батареях, ЭВТИ и т.д. Загрязнение оптики в настоящее время – актуальная серьезная проблема для космического приборостроения, т.к. результаты измерений на загрязненных приборах содержат ошибки.

В настоящее время известны контактные и бесконтактные экспериментальные установки, позволяющие отбирать дисперсную фазу продуктов сгорания из камеры и выхлопного факела ракетного двигателя [2,3,4,5]. На данных установках, например, в ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» и в АО «НПО Энергомаш» в свое время получены важные и значимые экспериментальные результаты.

В контактных установках самым теплонапряженным элементом, от которого зависит репрезентативность пробы, является заборный насадок отборника. Проведенные исследования показали, что одними из самых надежных материалов для заборных насадков отборников являются тантал, молибден, карбид вольфрама, вольфрамо - медный псевдосплав ВНДС-1 ($T_P = 2800-2900^\circ\text{C}$), некоторые керамики. Из псевдосплава ВНДС-1, с которым много лет в ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» работал автор, помимо упомянутого насадка изготавливают облицовки для сопловых вкладышей, сопловые блоки, ответственные детали клапанов вдува для систем управления вектором тяги в РДТТ, используется этот псевдосплав и в твердотопливных плазмодизгенераторах МГД-установок.

В заключение можно сказать, что содержание дисперсной фазы в выхлопных факелах двигателей ЖРД МТ, предназначенных для установки на автоматические космические аппараты, при небольших экономических затратах впредь можно проверять на экспериментальных установках, разработанных и используемых в различных организациях Роскосмоса.

Список литературы

Секция 18

1. ГОСТ Р 56463-2015. Двигатели ракетные жидкостные малой тяги. Общие требования к изготовлению, испытаниям и контролю качества при поставках в эксплуатацию.
2. Иванов Н.Н., Иванов А.Н. Приборы и установки контактной диагностики и их использование в исследовании высокотемпературных двухфазных потоков. Физика горения и взрыва. 1991. № 6. С.87-101.
3. Иванов Н.Н. и др. Прямоточное устройство для отбора дисперсной фазы в высокотемпературных и высокоскоростных двухфазных потоках. Патент РФ № 2108558. Опубликовано 10. 04. 1998.
4. Иванов Н.Н., Иванов А.Н. Диагностика продуктов сгорания ракетных двигателей, их агрегатов и систем контактным методом. // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. №2. С.24-29.
5. Шустов С.А. Экспериментальное исследование фазового состава струй штатных ЖРД МТ на самовоспламеняющихся компонентах топлива при импульсных режимах включения // Конференция. Проблемы и перспективы развития двигателестроения. 28-30 июня 2011 г. Самара: СГАУ. 2011. С.41-42.

К СОЗДАНИЮ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, ИСПОЛЬЗУЮЩИХ ЭФФЕКТ МАГНУСА, ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ, МАРСА, ЗЕМЛИ И ДРУГИХ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛ И ОБЪЕКТОВ

Н.Н. Иванов
И.А. Широков

vanov_n_n@laspace.ru,
lgorgofen@yandex.ru

АО «НПО Лавочкина»

Работа посвящена памяти Вадима Федоровича Захарченко, кандидата технических наук, доцента кафедры «Аэродинамика» МГТУ им. Н.Э. Баумана. От В.Ф. Захарченко мы впервые узнали про эффект Магнуса. В исследовании рассматривается конструкция модели беспилотного летательного аппарата (БЛА), в которой реализован основанный на использовании эффекта Магнуса способ вращения цилиндров, выполняющих роль крыльев. На предприятии АО «НПО Лавочкина» в 2017 г. получен патент [1] и по этому патенту построена действующая модель БЛА, в которой реализован эффект Магнуса. Можно полагать, что БЛА с цифровым бортом, изготовленные с использованием предложенного способа, по мере их усовершенствования могут найти применение как аэрокосмическое транспортное средство по доставке грузов с космических орбитальных аппаратов на поверхность планет Солнечной системы и спутников этих планет, например, Венеры, Марса, Титана – крупнейшего спутника планеты Сатурн. Можно использовать такие БЛА и как летающие лаборатории с научной аппаратурой в углекислых атмосферах Венеры и Марса. Например, на планете Венера (высота атмосферы Венеры, как принято на сей день, равна 250 км) ждут объяснения такие явления, как наличие непонятного ультрафиолетового поглотителя солнечного излучения в атмосфере на высотах 70-50 км; на высотах порядка больше/меньше 46 км наблюдаются слоистые облака. Чем объясняется это слоистость – химическим составом облаков, спектром размеров частиц, взвешенных в этих облаках, либо чем-то еще? На высотах ниже 46 км слоистых облаков на Венере как бы нет, но эту нижнюю границу ученым хотелось бы уточнить и набрать статистику. Интересным представляется регистрация молний на ночной стороне Венеры, их ветвящиеся структуры, частота их появления и т.д.

К слову сказать, в настоящее время американские фирмы Northrop и L'Garde совместно работают над созданием беспилотного надувного самолета для запуска в атмосфере Венеры. В народном хозяйстве России данные БЛА могут быть полезными при оперативном мониторинге теплотрасс, ЛЭП, газовых и нефтяных трубопроводов в труднодоступных районах страны, также такие БЛА могут найти применение и в оборонной тематике.

В течение почти 100 лет инженеры и сотрудники различных компаний в Германии, Франции, Англии (Шотландия), США, Финляндии, Японии, Австрии, Сингапура и др. с увлечением работают над созданием новых и усовершенствованием уже созданных летательных аппаратов (ЛА) и морских судов с роторными движителями, в которых реализован эффект Густава Магнуса. Во всех роторных движителях на ЛА и плавающих кораблях используется возобновляемый источник энергии – ветер.

Небесполезно можно напомнить, что эффект Магнуса – это физическое явление, возникающее при обтекании вращающегося тела потоком жидкости или газа. Во время этого обтекания образуется сила, воздействующая на тело и направленная перпендикулярно направлению потока.

Данный эффект открыт и описан в 1852 году немецким ученым Г.Г. Магнусом. Основным преимуществом ЛА с крыльями типа «вращающиеся цилиндры» по сравнению с ЛА с классическими крыльями является то, что коэффициент подъемной силы крыла типа «вращающийся цилиндр» $C_{\gamma}^{ВЦ}$ в 3,5-4 раза превышает коэффициент подъемной силы классического крыла $C_{\gamma}^{КК}$ т.е. $C_{\gamma}^{ВЦ}/C_{\gamma}^{КК}=3,5-4$. Говоря другими словами, ЛА при одной и той же мощности двигателя, но с крыльями типа «вращающиеся цилиндры» может поднять груз, масса которого в 3,5-4 раза больше массы груза, поднимаемого ЛА с классическими крыльями [2,3].

Данные продувок в потоке вращающегося цилиндра в аэродинамической трубе, выполненные в лаборатории Геттингенского университета и ставшие классическими, представлены в работах Л. Прандтля и В.Ф. Дюренда.

Список литературы

1. Широков И.А., Широков В.И., Иванов Н.Н. Способ вращения цилиндров, выполняющих роль крыльев на летательных аппаратах. Патент РФ №2612337. Бюллетень №7. 2017.
2. Прандтль Л. Гидроаэродинамика. М.: Издательство иностранной литературы. Пер. с нем./ Под ред. Вольперта Г.М. 1961. 575 с.
3. Аэродинамика. Том 3. ред. Дюренд В.Ф. Пер. с англ. М.: Оборонгиз. 1939. 394 с.

ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ ВТОРИЧНОЙ ОБРАБОТКИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ ДЛЯ ПАРИРОВАНИЯ НЕПРЕДВИДЕННЫХ НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ

И.В. Зефиоров

zefirov@laspace.ru

ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»

В процессе штатной эксплуатации современных КА в ЦУП НПО им. С.А. Лавочкина нередко возникают непредвиденные нештатные ситуации (НШС). Их причина заключается в устойчивом нарушении штатного функционирования какого-либо узла или элемента конструкции КА уже после пуска, что предполагает нестандартный подход к проведению оперативного анализа, отличный от подхода при наземных испытаниях. Специфика такого анализа состоит в том, что оперативный мониторинг новых НШС сильно затруднен по причине отсутствия соответствующих телеметрических параме-

Секция 18

тров, поэтому приходится отслеживать зависимости сразу между несколькими параметрами из разных бортовых систем. Обычно отслеживаемые зависимости являются достаточно сложными и требуют от оператора-анализатора серьезной квалификации и постоянной концентрации внимания. Перепрошивка бортового программного обеспечения тоже не всегда возможна.

В рассмотренных обстоятельствах разумной альтернативой является введение в оперативный анализ 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 формулам с использованием значений параметров и времени их формирования.

В докладе обобщен опыт работы с непредвиденными НШС в ЦУП НПО им. С.А. Лавочкина в процессе эксплуатации КА «Электро-Л №1», «Электро-Л №2», «Спектр-Р». Приводится перечень типовых ситуаций в бортовых системах СОТР, СУДН, СЭС, БКУ и т.д.

РЕЗУЛЬТАТЫ НАБЛЮДЕНИЙ РЕЛЬЕФНО-ГРУНТОВЫХ ФАКТОРОВ ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТ И ИХ ПРИМЕНЕНИЕ ДЛЯ ОЦЕНКИ ВОЗМОЖНОСТИ УНИФИКАЦИИ СИСТЕМ МАЛОГАБАРИТНЫХ ШАССИ ПЛАНЕТОХОДОВ

**А.Ф. Батанов¹,
Ю.А. Хаханов²**

yury@hahanov.ru

¹СКТБ
²РАКЦ

Объем полученной научной информации о поверхностях планет (Луны, Марса, Венеры), их рельефах, параметрах грунта очень большой, поэтому ученые продолжают изучать полученные данные и выявлять очень интересные и неожиданные закономерности.

При разработке самоходных шасси (СШ) планетоходов приходится учитывать много факторов, в частности, условия эксплуатации (перепад температуры, вакуум и т.д.).

Но основная функция самоходного шасси – это эффективное передвижение по поверхности планет. На реализацию этой задачи с минимальными энергозатратами влияют с одной стороны идеология шасси и их схемно-конструктивные решения, а с другой - рельеф, параметры поверхности, грунта и его физико-механические свойства (ФМС). Очередной раз подробно изучая поверхности районов Луны, Марса, Венеры и районов Земли авторы обратили внимание на ряд интересных новых закономерностей по их рельефу, поверхностному слою и результатам опосредственной оценки ФМС грунта. Доклад посвящен детальному анализу этих закономерностей, что позволяет объективно выявить элементы унификации СШ планетоходов для движения по указанным планетам. Предлагается унификация самоходных шасси и их систем по следующим направлениям:

- схемно-конструктивное решение СШ;
- тип движителя;
- принцип управления движением шасси и его поворотом;
- система дистанционного управления шасси;
- прибор оценки проходимости грунта поверхности планет;
- прибор по исследованию грунта более глубоких слоев поверхности планет;

Секция 18

- датчики тока электропривода движителя и оборотов его выходного вала;
- схема и тип электропривода движителя;
- термоблок для элементов управления движением шасси.

Большой интерес представляют и другие направления унификации, например, по научной аппаратуре экспериментов, системе посадки МКА и т.д. В докладе достаточно подробно рассмотрены возможности по каждому направлению унификации систем СШ, представлены конкретные решения и их обоснования. При этом принимались во внимание различия в температурных условиях функционирования СШ на планетах, наличие (отсутствие) газовой среды и т.д. Важным фактором при движении СШ на разных планетах является одинаковый процесс колебаний вокруг его центра масс в вертикальной плоскости, так как момент инерции везде одинаковый. Это является одним из важных факторов, влияющих на процесс взаимодействия движителя и грунта в пятне контакта, а это в свою очередь оказывает влияние на тягово-сцепные свойства СШ и энергозатраты. Применение унифицированных малогабаритных подвижных планетоходов с учетом новой малогабаритной элементной базы научной аппаратуры можно весьма обоснованно отнести к инновационным технологиям, что в настоящее время очень актуально.



ИНФУЗИОННАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КОМПОЗИТНОЙ ОСНАСТКИ ДЛЯ ФОРМОВАНИЯ СИЛОВОГО КАРКАСА ЛОБОВОГО ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ЭКРАНА КОРАБЛЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

В.А.Романенков¹, Vladimir.Romanenkov@rsce.ru
И.В.Садовников¹, М.Ю.Карпова¹, М.Р. Гуськова¹, Э.М. Эрдни-Горяев²

¹ЗАО «ЗЭМ» РКК «Энергия» им. С.П. Королева, г. Королев, Россия,

²ЗАО «ИНУМиТ», г. Москва, Россия

Силовой каркас лобового теплозащитного экрана (СК ЛТЭ) корабля нового поколения - конструкция диаметром около 4,5 м, выполненная из конструкционного углепластика на основе бисмалеимидного связующего и углеволоконного наполнителя. На внешнюю поверхность ЛТЭ наносится теплозащитное покрытие и фиксируется с помощью клеевого соединения. Для обеспечения прочности и высокой надежности клеевого соединения при воздействии высоких температур и аэродинамического потока при прохождении корабля через плотные слои атмосферы необходимо, чтобы отклонение внешнего обвода не превышало величины 0,3 мм.

Соблюдение жестких требований к геометрии изделия, низкому уровню деформаций, бездефектности, постоянству структуры и стабильности физико-механических свойств обуславливает выбор технологии изготовления СК ЛТЭ методом баротермического формования на размеростабильной технологической оснастке при температуре 180°С и давлении не более 5,5 бар.

При термообработке композиционных материалов возникают следующие факторы, влияющие на точность изготовления: химическая и термическая усадка, формование внутренних напряжений при отверждении материала, термические деформации при нагреве и охлаждении. Теоретическое определение степени влияния указанных факторов на точность изготовления конструкции невозможно.

Проведенная экспериментальная работа по изготовлению оснастки на основе углеродной ткани и эпоксидного связующего для формования масштабного модельного образца диаметром 1,2 м СК ЛТЭ методом вакуумной инфузии показала:

1. Отклонение геометрического обвода оснастки от геометрического обвода мастер-модели составило 0,15 – 0,3 мм;
2. Обнаружены точечные газовые включения в материале оснастки с размерами, не превышающими Ø5 мм с суммарной площадью менее 0,5% от площади оснастки;
3. Расчеты показали, что при изготовлении оснастки по традиционной технологии из металлических материалов отклонение от обвода составляет:
 - 2,4 мм для Ø1,2 м;
 - 9 мм для Ø4,5 м.

При изготовлении оснастки из композиционных материалов отклонение составляет 0,3 мм.

Полученные результаты имеют важное практическое значение для проектирования и последующего изготовления полноразмерной оснастки для формования СК ЛТЭ.

ИННОВАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ И ОБОРУДОВАНИЕ ТЕРМОИМПУЛЬСНОЙ СВАРКИ ФТОРОПЛАСТОВЫХ РАЗДЕЛИТЕЛЕЙ ДЛЯ ЕМКостей ПИТЬЕВОЙ ВОДЫ И ПЕРОКСИДА ВОДОРОДА

В.А.Романенков, Vladimir.Romanenkov@rsce.ru
С.И.Лукашина, Л.Н.Кузнецова, А.Ю.Ефремов

ЗАО «ЗЭМ» РКК «Энергия», г.Королев, Россия

В конструкции емкостей доставки питьевой воды для экипажей космических станций, а так же в баках с пероксидом водорода, работающих в системе спуска и обеспечивающих возвращение с орбиты пилотируемых кораблей «Союз», применяются разделительные оболочки из фторопластовой пленки марки Ф-10. Разделители представляют собой конические, цилиндрические оболочки со сферическими днищами, а так же сферические оболочки. Разделители изготавливают из отдельных заготовок, вырезанных из пленки и соединенных методом тепловой сварки.

Сварка фторопластовых пленок тепловым методом не должна вызывать дезориентацию и деструкцию материала, что возможно только при условии быстрого и локального нагрева до температуры текучести свариваемого материала без проплавления материала по толщине. Такие условия соединения полимерных пленок могут быть обеспечены при помощи термоимпульсной сварки, отличающейся тем, что нагрев электродов происходит за 2-3 секунды.

Обеспечение такого способа – сложная технологическая задача, вследствие высокой инерционности традиционных электрических систем обогрева.

Применяемое на предприятии в настоящее время оборудование позволяет произвести нагрев электрода до температуры сварки более чем за 30 секунд. Кроме того, материалы и конструкция электродов в имеющемся оборудовании позволяют сваривать пленки при температуре не выше 260 °С, что является ограничением для применения пленок с более высокими температурами сварки.

Кроме того, применяемая пленка Ф-10 имеет ряд недостатков, таких как наличие посторонних включений, частиц, которые могут повлиять на качество разделителей и обуславливают значительные технологические отходы, связанные с этими недостатками. С целью исключения указанных недостатков разработана новая технология сварки и сварочного оборудования, которые позволяют производить нагрев в течение двух секунд до температуры 310 – 350 °С, что обеспечивает возможность сваривать термоимпульсным способом пленки с более высокими температурами, например PFA 1000 LP фирмы «DU PONT», что расширяет технологические возможности предприятия по производству разделителей не только для кораблей «Союз», но и для новых космических аппаратов.

Список литературы

1. Банников Е.А. Сварка. – М.:АСТ: Кладезь, 2014. – 256 с.
2. Алешин Н.П. Современные способы сварки : учебное пособие / Н.П. Алешин, В.И. Лысаков, В.Ф.Лукиянов. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. – 59 с.

Секция 19

АНАЛИЗ ПРИЧИН ВОЗНИКНОВЕНИЯ И ОБНАРУЖЕНИЕ ДЕФЕКТОВ В КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОНСТРУКЦИЯХ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НЕРАЗРУШАЮЩИМИ МЕТОДАМИ КОНТРОЛЯ

В.А.Романенков¹ **Vladimir.Romanenkov@rsce.ru**
М.В.Мартынов¹, Г.П.Швецов¹, Л.Ю. Соколов²

¹ЗАО «ЗЭМ «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

²ООО «Нева Технолоджи», г. Санкт-Петербург, Россия

В производстве изделий космической техники сложилась устойчивая тенденция роста доли конструкций, выполняемых из композиционных материалов, которые обладают значительными преимуществами по удельным физико-механическим параметрам перед металлическими материалами. Причем возрастает не только количество, но и габариты изделий. Так в составе нового космического корабля предусматривается из полимерных композиционных материалов (ПКМ) изготавливать следующие конструктивные элементы: лобовой теплозащитный экран, аэродинамические оболочки, тепловую защиту, панели солнечных батарей, корпус двигательного отсека, обтекатели СЗБ, нижний переходной отсек и другие элементы.

Особенности природы ПКМ как гетерогенной структуры, состоящей из разнородных материалов с ярко выраженной границей раздела, а также то, что материал и конструкция создаются в течение единого технологического процесса обуславливают возникновение во многих случаях непреодолимых условий, приводящих к образованию различного рода несовершенств и дефектов структуры материалов. Дефекты в материале в виде: расслоений, трещин, несплошностей, непроклеев, разрывов волокон снижают прочностные показатели, надежность и могут приводить к разрушению конструкций при эксплуатации. Своевременное обнаружение и устранение дефектов является важной актуальной задачей производства изделий.

Выполненные экспериментальные работы на модельных образцах изделий показали, что:

- с высокой точностью и достоверностью определяется наличие внутренних расслоений, трещин, включений в материале с помощью ультразвуковых дефектоскопов с фазированными решетками и угловыми датчиками;
- расслоения и несплошности в клеевых соединениях и нарушение регулярной структуры сотового наполнителя возможно установить с помощью роботизированной шерографической системы;
- толщина обшивок и стенок шпангоутов определяется с помощью универсального ультразвукового толщиномера;
- для крупногабаритных конструкций с теплозащитным покрытием дефекты определяются методами компьютерной томографии, спиральной томографии и ламинографии (воссоздание 3D-изображений, срезов) на базе рентгеновских установок открытого типа.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДИСКОВЫХ ЗАГОТОВОК ДЛЯ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ОБЛИЦОВОК КОМПАКТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**П.В.Круглов
И.А.Болотина****kpv17@bmstu.ru**

МГТУ им.Н.Э.Баумана

В современных средствах для пробития преград существенное место занимают снарядоформирующие заряды. При взрыве такого заряда из металлической сегментной облицовки небольшой толщины формируется летательный аппарат, который меняет свою форму в процессе полета. Для обеспечения аэродинамической устойчивости полета аппарату стараются придать такую форму, чтобы в хвостовой части сформировались складки, служащие стабилизаторами. Один из способов создания таких складок заключается в том, чтобы у облицовки создать периодическую разнотолщинную структуру в окружном направлении при одновременном уменьшении толщины в радиальном направлении от центра к периферии. Особенности летательного аппарата из таких облицовок является высокая чувствительность к погрешностям изготовления деталей и сборки заряда, влияющая на его отклонение от траектории полета, поэтому точность изготовления облицовки должна быть достаточно высока.

Для изготовления металлических облицовок предложена технология, состоящая из операций механической обработки дисковой заготовки с получением необходимого профиля разнотолщинности в окружном и радиальном направлениях, штамповки в эластичную матрицу для придания требуемой формы и заключительная механическая обработка с обработкой баз под сборку [1]. Периодический профиль толщины в окружном направлении образуется в результате механической обработки торца дисковой заготовки в приспособлении с регулируемым усилием закрепления. Как показали результаты исследований процесса обработки дисковой заготовки, требуемый профиль принципиально возможно получить, используя специальный технологический бурт, выполняющий роль технологической базы. Вместе с тем анализируя толщину в окружном направлении с помощью гармонического анализа, выявлено существенное превалирование одной из гармоник, что приводит к выводу о необходимости снизить величину силы резания для уменьшения уровня погрешностей. В данной работе представлены результаты экспериментов, в которых за счет изменения технологических параметров и последовательности обработки поверхностей, удалось снизить погрешности до двух раз по сравнению с предыдущими экспериментами.

[1]. Круглов П.В., Болотина И.А. Технология изготовления дисковых заготовок переменной толщины для компактных летательных аппаратов. Инженерный журнал: Наука и инновации, 2017, вып.9. с.1-11. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-9-1674>

Секция 19

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ РАЗНОТОЛЩИННОСТИ ПРОФИЛЯ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ СЕГМЕНТНЫХ ОБЛИЦОВОК НА ФОРМУ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ УДЛИНЕННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ИЗМЕНЯЕМОЙ ГЕОМЕТРИИ

В.И.Колпаков, П.В.Круглов

kolpakov54@mail.ru, kpv17@bmstu.ru

МГТУ им.Н.Э.Баумана

Для проникания в прочные преграды используются кумулятивные заряды, образующие высокоскоростные удлиненные элементы, изменяющие свою геометрию в процессе полета [1]. Элементы образуются путем деформирования металлической сегментной облицовки, выполненной, как правило, из пластичной стали, меди или других металлов, в результате взрыва заряда. Для устойчивости во время полета им стараются придать такую форму, чтобы в хвостовой части сформировалась «юбка», служащая стабилизатором. В данной работе исследуются механизмы влияния конструктивных параметров облицовки на форму и устойчивость высокоскоростных удлиненных элементов путем математического моделирования взрывных процессов с использованием численных методов механики сплошной среды.

В вычислительных экспериментах использовалась модель кумулятивного заряда с сегментной стальной облицовкой, у которой в различных расчетных вариантах толщина профиля вдоль радиального направления от центра к периферии остается постоянной, уменьшается (дегрессивная форма) или увеличивается (прогрессивная форма) [2]. Кроме того, у облицовок варьировались физико-механические свойства материала.

На основе результатов расчетов получены зависимости изменения параметров формы высокоскоростного удлиненного элемента от конструктивных параметров заряда. Показано, что для дегрессивных облицовок возможно формирование удлиненных высокоскоростных элементов с широкой хвостовой частью, что положительно сказывается на аэродинамической устойчивости элемента в процессе полета. Для прогрессивных облицовок характерно получение длинных, но слабозаполненных элементов, что негативно сказывается на пробивной способности. Определен диапазон физико-механических свойств материала облицовки, при котором для конкретной формы облицовки – дегрессивной, прогрессивной, образуется элемент с заданным удлинением.

1. Колпаков В.И. Математическое моделирование функционирования взрывных устройств. Наука и образование, 2012, № 2. URL: <http://technomag.edu.ru/doc/334177.html> (дата обращения 10.12.2016).
2. Круглов П.В., Болотина И.А. Технология изготовления дисковых заготовок переменной толщины для компактных летательных аппаратов. Инженерный журнал: наука и инновации, 2017, вып.9. с. 1-11. <http://dx.doi.org/10.18968/2308-6033-2017-9-1674>.

ПОВЫШЕНИЕ ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ РЕЗУЛЬТАТИВНОСТИ АБРАЗИВНО-ЖИДКОСТНОГО РЕЗАНИЯ МАТЕРИАЛОВ ПУТЕМ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ СТРУЕФОРМИРУЮЩЕГО ТРАКТА

Д.Р.Мугла, А.Л.Галиновский, В.В.Вельтищев
galcomputer@mail.ru

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

В настоящее время в машиностроительной отрасли достаточно активно внедряются технологии обработки материалов абразивно-жидкостными струями. Данная технология и применяемое оборудование постоянно совершенствуются, решаются все новые научно-технические задачи, связанные с вопросами оптимизации технологических режимов, повышения качества и производительности резания. Однако до настоящего времени отсутствовали работы изучающие возможности повышения функциональной результативности абразивно-жидкостного резания за счет оптимизации параметров струеформирующего тракта. Именно в нем происходит процесс эжекции абразива в высокоскоростную гидрострую. Функцию струеформирования абразивно-жидкостной струи в значительной мере выполняет фокусирующее сопло (ФС), являющееся при этом весьма дорогостоящим расходным материалом, что было показано в работах В.М. Елфимова.

Необходимо отметить, что обеспечение качественного формирования компактной высокоскоростной абразивно-жидкостной струи влияет на выходные параметры гидроабразивного резания, в частности ширину реза, качество обработанной поверхности, производительность обработки и др. Поэтому задача анализа возможностей оптимизации функциональных параметров фокусирующего сопла является актуальной и практически значимой. Прежде всего речь идет оптимизации длины сопла. Достаточно очевидно, что излишняя длина ФС приведет к снижению кинетической энергии и, как следствие, эффективности резания и производительности обработки. В то же время недостаточная длина ФС не позволит сформировать компактную высокоскоростную абразивно-жидкостную струю, что также серьезно скажется на выходных технологических параметрах. Целью проводимых исследований является определение длины ФС как экспериментальными методами, так и при помощи численного моделирования. Для экспериментов используются ФС импортного производства длиной 76,2 мм. Уменьшение их базовой длины будет осуществляться путем отрезки цилиндрических сегментов с шагом не более 5 мм. Удлинение базовой длины будет обеспечиваться за счет наращивания базового ФС цилиндрическими элементами с аналогичным шагом. Среди контролируемых параметров будет глубина резания, ширина реза, качество поверхности образца после воздействия на него периферийной области абразивно-жидкостной струи, а также параметры акустической эмиссии (АЭ). Запись сигналов АЭ будет осуществляться от датчиков расположенных на ФС и обрабатываемой заготовки.

Секция 19

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ОСНАСТКИ ДЛЯ ИННОВАЦИОННОЙ ТЕХНОЛОГИИ ДИАГНОСТИКИ ИЗНОСОСТОЙКИХ ПОКРЫТИЙ

К.С. Самсонов
А.В. Севрюкова

sams1@bk.ru
alexandra.sevryukova@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В последние годы значительно возрос интерес к вопросам поверхностного разрушения (эрозии) материалов при ударе твердых частиц и динамическом воздействии потоков, струй, капель жидкости. Во многих странах мира расширились масштабы исследований эрозии, увеличилось число публикаций по различным вопросам этой сложной проблемы [1, 2]. Интерес к ней вызван тем, что эрозия становится серьезным препятствием для эффективной работы различного оборудования не только на морском и речном транспорте, но также в авиации, энергетике, автомобилестроении, бронетанковой, насосной, нефтегазовой промышленности и сферах народного хозяйства.

Борьба с износом деталей осложняется отсутствием расчетных методов выбора и диагностики износостойких материалов конструирования и оптимизации эксплуатационных режимов оборудования, исключающих развитие интенсивной эрозии. В связи с этим в работе описан процесс создания технологической оснастки для проведения испытаний по инновационному ускоренному методу диагностики износостойких покрытий. Применение данной оснастки при диагностике помогает устранить основные недостатки существующих технологий, а именно невозможность оценить устойчивость покрытий к действию внешних знакопеременных нагрузок, имеющих волновой нестационарный характер и значительные трудоёмкости при определении ресурса покрытий, нанесённых на эластичные материалы (образцы), для своевременного прогнозирования и проведения ремонтно-восстановительных работ.

1. Абашин М.И., Галиновский А.Л., Елисеев А.Н., Павлов А.М., Моисеев В.А. Проблема качества износостойких покрытий // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2014. №2. С.24-35.
2. Самсонов К.С., Севрюкова А.В., Салахатдинова А.Р. Проваторов А.С. Создание систем автоматизированного проектирования контрольно-диагностических и испытательных операций // Политехнический молодежный журнал МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2017. №7(12).

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ РАСШИРЕНИЯ ОБЛАСТЕЙ ПРИМЕНЕНИЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В ПРОИЗВОДСТВЕ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

А.В. Севрюкова
К.С. Самсонов

alexandra.sevryukova@gmail.com
sams1@bk.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Быстрое развитие аэрокосмической, ракетно-космической судостроительной и других областей техники начиная с 1960-х годов, привело к необходимости применения высокотехнологичных износостойких материалов. Необходимые характеристики не могли быть достигнуты при использовании, на тот момент, существующих материалов, а

требовались такие, которые обладали бы высокими механическими характеристиками при условии лёгкости, устойчивости к окислению и резким перепадам температур.

Главное преимущество композиционных материалов – это уникальное сочетание свойств. Композиты представляют собой металлические и неметаллические матрицы (основы) с определённым распределением в них упрочнителей (дисперсных наполнителей, волокон, тканей и др.); при этом композиционные материалы позволяют эффективно использовать индивидуальные свойства составляющих композиции. Расширение технологических возможностей по созданию таких материалов приводит к необходимости выбора наиболее подходящих для изготовления конкретных изделий. Наибольшую актуальность эта проблема имеет при мелкосерийном производстве особо ответственных изделий, где задачу выбора приходится решать многократно. При этом, как правило, физические характеристики имеющихся материалов известны не полностью и нуждаются в уточнении, что приводит к необходимости применения различных видов контроля и диагностики качества.

1. Галиновский А.Л., Муляр С.Г., Хафизов М.В. Применение гибридной диагностики для оценки эксплуатационных свойств композиционной керамики // Известия вузов. Машиностроение. 2012. №9. С.65-69
2. Галиновский А.Л., Самсонов К.С., Севрюкова А.В., Салахатдинова А.Р. Сравнение различных методов контроля и диагностики качества керамики методом экспертного оценивания // Инноватика и экспертиза: науч. тр. М: ФГБНУ НИИ РИНКЦЭ. Вып. 1(19). 2017. С. 64-74

УСКОРЕННОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НАНОСТРУКТУРИРОВАННЫХ ПОКРЫТИЙ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА НЕГО ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ГИДРОСТРУИ

А.Л. Галиновский, А.А.Барзов, М.И. Абашин, А.С. Проваторов
galcomputer@mail.ru,
a.a.barzov@gmail.com, texhelp@list.ru, sanru41@rambler.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

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 о функционально-эксплуатационных параметрах изделия, а, следовательно, большое значение имеет решение задачи создания для этих целей диагностических средств.

Многообразие методов диагностики обладает рядом недостатков, связанных с невозможностью оценить устойчивость покрытия к действию внешних динамических знакопеременных нагрузок, имеющих волновой нестационарный характер.

В МГТУ им. Н.Э. Баумана был предложен метод ультраструйной диагностики 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, гребные винты, наносы и их элементы, гидроклапаны и др.

Секция 19

Предложенный метод ультраструйной диагностики позволит оперативно оценить физико-механические параметры и эксплуатационное состояние деталей с НП, работающих в условиях, динамических нестационарных нагрузок.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ДЛЯ ПЛАНИРОВАНИЯ РЫНКА КОСМИЧЕСКОЙ ПРОДУКЦИИ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

К.М.Арбидан, Ю.З.Болотин, Т.В.Васильева, Д.Д.Райцис
vtv64@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

При стремительно развивающихся технологиях в современных условиях производства, неопределенности и нестабильности событий, происходящих в мировом сообществе, в последнее время появились исследования, позволяющие спрогнозировать не только количество запусков космических аппаратов (КА) но и предопределить их новые технологические задачи, рассчитать динамику развития производства и востребованность изделий ракетно-космической техники, как для отрасли в целом, так и для отдельно выбранных её сегментов [1, 2].

В работе выполнен анализ статистики запусков некоторых видов российских и зарубежных КА на основе источников с 2011 по 2016 гг. На основе метода экстраполяции трендов построены графики для анализа выбранных объектов космического рынка, наглядно отражающие его состояние на требуемый промежуток времени. Просчитаны данные, полученные с использованием аддитивного метода прогнозирования [3], относительно динамики пусков на период до 2021 г.

По результатам проведенных работ были сделаны выводы о предполагаемом количестве запускаемых космических аппаратов, выбранных для исследований; о перспективах производства и востребованности каждого вида КА как в мире, так и в отдельно взятом государстве. Также показана эффективность применения выбранных методов прогноза при производстве изделий ракетно-космической отрасли.

1. Рынок и маркетинг авиакосмической продукции в условиях нестабильности/ А.Г. Бакланов. – М.: КДУ, 2007. -400 с.: ил., табл.
2. Цисарский А.Д .Прогнозирование затрат при создании ракетно-космической техники // ВЕСТНИК ЮРГТУ (НПИ), - №3, 2017. с. 16-24.
3. Константиновская Л. В. Методы и приемы прогнозирования, Электронный ресурс: <http://www.astronom2000.info/прогнозирование/mipp/>

ОСОБЕННОСТИ ГИБКИ УГОЛКОВОГО ПРОФИЛЯ В ЖЕСТКОМ ШТАМПЕ

Л.Т. Камара, В.А. Сторожилов, Д.С. Боярский, М.А. Бабурин, В.Д.Баскаков,
В.А. Тарасов
tarasov_va@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Операция гибки углового профиля в жестком штампе широко применяется в технологических процессах производства таких деталей ракет, как стрингеры, шпангоуты, решетчатые крылья и рули и др. они характеризуются немонотонным деформирова-

нием в жестком штампе, что определяет неравномерность пружинения и отклонение угла между полками уголкового профиля от номинального значения.

Предварительно проведенные эксперименты показали, что отклонение угла профиля происходит в сторону уменьшения его значения.

Целью данной работы является физическое толкование этого явления и разработка методики расчета отклонения величины угла профиля в зависимости от геометрических параметров детали и заготовки, а также от механических характеристик материала.

На первой этапе использования методики анализируется процесс трехточечной гибки под действием силы со стороны пуансона и реакций со стороны матрицы в ее галтелях. Определяется усилие гибки и геометрические параметры изогнутой пластины, включая распределение кривизны контура изогнутой детали.

На втором этапе оценивается остаточная кривизна детали после реверсивной гибки под действием стенок жесткого пуансона. Конфигурация детали после пружинения устанавливается путем интегрирования дифференциального уравнения второго порядка. В качестве одного из начальных условий при интегрировании предложено использовать положение точки, в которой угол наклона контура детали равен углу наклона стенки матрицы.

Сравнение результатов расчета и эксперимента показало, что методика обладает удовлетворительной точностью.

АППРОКСИМАЦИЯ ИСТИННОЙ ДИАГРАММЫ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ МЕТАЛЛОВ И СПЛАВОВ ПО СПРАВОЧНЫМ ДАННЫМ ОБ ИХ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ

Д.С. Боярский, Л.Т. Камара, В. А. Сторожилов, В.А. Тарасов
tarasov_va@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В процессе производства ракетно-космической техники используется большое количество технологических операций обработки давлением, которые сопровождаются интенсивной пластической деформацией. Эффективное осуществление этих операций в значительной степени определяется качеством технологического проектирования, в процессе которого назначаются технологические режимы листовой штамповки, гибки труб и объемного формообразования. Важным вопросом технологического проектирования является определение геометрических параметров оснастки с учетом сопутствующего пружинения деталей.

При проектировании операций листовой штамповки принципиальное значение имеет знание диаграммы напряженно-деформированного состояния. Но многие справочники по металлическим сплавам не содержат такой информации, ограничиваясь указанием основных механических характеристик материалов: предела текучести, временного сопротивления и относительного удлинения.

Целью данной работы является разработка методики описания диаграммы напряженно-деформированного состояния по данным о механических характеристиках материалов.

В качестве исходных механических характеристик материалов в предложенной методике используются прочностные характеристики (предел текучести и временное сопротивление), и характеристики пластичности (относительное удлинение и от-

Секция 19

носительное сужение). Используя связь механических характеристик материала для момента образования шейки, при аппроксимации диаграммы напряженно-деформированного состояния степенной зависимостью определяем показатель числовые значения её параметров.

Кроме того, предложены соотношения для определения модуля упрочнения на линейной диаграмме как средневзвешенного значения угла наклона касательной к кривой. При этом для операций листовой штамповки учитывается значимость области больших деформаций. Для определения значения предела текучести в линейной аппроксимации предложено условие равенства суммарной погрешности нулю, в котором также учтена неравнозначность вкладов различных областей листовой заготовки.

Полученные для алюминиевых, титановых сплавов и нержавеющей стали параметры аппроксимирующих зависимостей полезны при проектировании операций листовой штамповки.

ПРЕИМУЩЕСТВА МНОГОПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ ЛИСТОВОЙ ШТАМПОВКИ

А.С. Чумадин

chumadinas@mati.ru

Московский авиационный институт, г. Москва, Россия

Несмотря на многочисленные исследования в области интенсификации формообразующих операций листовой штамповки путем сокращения числа переходов, совмещений операций в одном процессе, дополнительного физического воздействия на заготовку и т.д., в серийном производстве деталей летательных аппаратов продолжают широко использоваться традиционные многопереходные процессы холодной штамповки с промежуточными отжигами заготовки. Это связано в первую очередь с тем, что традиционные технологии, как правило, обеспечивают получение большой номенклатуры деталей требуемого качества и экономическую эффективность производства.

Поэтому, не отказываясь от научно-технического задела, накопленного в области интенсификации формообразующих операций, было бы целесообразно рассмотреть возможности дальнейшего совершенствования технологии листовой штамповки именно на базе многопереходных процессов холодного деформирования, используя те преимущества, которыми эти технологии потенциально обладают, среди которых:

- многоэтапность обработки;
- низкая трудоемкость обработки на каждом этапе (переходе, операции);
- возможность механизации, автоматизации и роботизации обработки на каждом этапе;
- гибкость в изменении режимов обработки;
- возможность управления механическими свойствами материала;
- возможность управления точностными параметрами детали.

Понятно, что в сравнении с однопереходным процессом изготовления детали здесь возможности получения изделия с новым комплексом свойств значительно расширяются.

В работе приводятся примеры совершенствования технологии листовой штамповки на базе многопереходных процессов.

1. Предложен способ повышения точности деталей типа днищ в процессе трехпереходной формовки-вытяжки листовой заготовки.
2. Предложен способ снижения разнотолщинности днищ с использованием процессов ротационной вытяжки и формовки.

3. Предложен способ повышения степени формоизменения листовых заготовок с использованием многопереходного процесса растяжения.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОПЕРАЦИЙ РОТАЦИОННОЙ ВЫТЯЖКИ И ФОРМОВКИ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ РАВНОТОЛЩИННЫХ ДЕТАЛЕЙ ТИПА ДНИЩ ИЗ ЛИСТОВЫХ ЗАГОТОВОК

А.С. Чумадин
Е.С. Шемонаева

chumadinas@mati.ru

Московский авиационный институт, г. Москва, Россия

Проблема получения деталей с требуемым распределением толщины в изделиях авиационно-космической техники остается актуальной на протяжении многих десятилетий. Получение таких деталей, в том числе и равнотолщинных, обычно достигается повышенной трудоемкостью их изготовления, при этом отклонение фактической толщины от проектной в пределах 10-15% считается хорошим показателем, однако и в этом случае детали имеют определенную избыточную массу [1, 2].

В работе предлагаются технологические методы управления толщиной стенки получаемой детали типа днища с использованием операций ротационной вытяжки и формовки.

В первом случае исследовалась следующая последовательность изготовления детали: листовая заготовка – формовка – ротационная вытяжка – деталь.

Во втором случае: листовая заготовка – ротационная вытяжка – формовка – деталь.

Исследования проводились на листовых заготовках толщиной 0,3-1,0 мм из алюминия А7 и алюминиевых сплавов АМцМ и В95АМ.

Ротационная вытяжка заготовки производилась с использованием токарного станка с ЧПУ. Формовка осуществлялась резиной по жесткой матрице на гидравлическом прессе. Детали изготавливались как с межоперационным отжигом, так и без него.

В результате проведенных экспериментов было установлено преимущество второго варианта изготовления днищ, который обеспечивал более эффективное управление толщиной стенки для днищ различной высоты и формы (сферообразные, эллиптические и др.). Были определены конкретные режимы обработки, которые обеспечивали изготовление сферообразных днищ с разнотолщинностью не более 5%.

1. Шемонаева Е.С., Гончаров А.В. Влияние режимов обработки на распределение толщины стенки при формовке ячеек// Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением. 2017. №2. С. 11-16.
2. Чумадин А.С., Ершов В.И., Шемонаева Е.С. Исследование процесса формовки полуторов из листовых заготовок// Авиационная промышленность. 2013. №2. С. 33.

Секция 19

ИССЛЕДОВАНИЕ РОТАЦИОННОЙ ВЫТЯЖКИ МЕТОДОМ КООРДИНАТНОЙ СЕТКИ

Л.П. Логунов
chumadinas@mati.ru

Московский авиационный институт, г. Москва, Россия

В изделиях ракетно-космической техники широко применяются осесимметричные детали, изготавливаемые из листовых заготовок. Эффективной технологией изготовления указанных деталей является ротационная вытяжка. Однако распределение деформаций в локальном очаге деформации и возможности обработки с отклонением от закона «синуса» изучены недостаточно, что ведет к большим объемам опытных работ при отработке технологии.

Одним из методов исследования пластических деформаций является метод координатной сетки. Указанным методом были проведены теоретические и экспериментальные исследования ротационной вытяжки конических деталей из сплава АМгб.

Установлены недостатки известных моделей деформирования с использованием гипотезы «чистого сдвига» и разработана уточнённая модель локального деформирования при ротационной вытяжке.

В результате выполненных расчётов получены численные распределения накопленной деформации в очаге деформации в зависимости от угла конусности оправки. В некоторых примерах расчётные значения максимальной и минимальной накопленной деформации по толщине стенки составили 25%, что позволило предложить объяснение явления отслоения металла в виде чешуек с обрабатываемого давальным инструментом поверхностного слоя заготовки.

Рассмотрена задача определения деформированного состояния при обработке с отклонением от закона «синуса», а именно с переутонением стенки заготовки. Также получены численные распределения накопленной деформации при обработке с переутонением.

Выполнены экспериментальные исследования ротационной вытяжки конических деталей из сплава АМгб методом координатной сетки. Отклонение экспериментальных данных от теоретических значений не превышало 16%.

На основе выполненных работ сформулированы выводы:

1. При ротационной вытяжке конических деталей в очаге пластической деформации имеет место сочетание изгибных и сдвиговых деформаций.
2. Максимальная степень накопленной деформации имеет место на поверхности, контактирующей с деформирующим роликом.
3. Даже небольшие отклонения от закона «синуса» существенно изменяют картину пластического деформирования.

СОГЛАСОВАНИЕ ЧИСЛЕННЫХ МЕТОДОВ РЕШЕНИЯ ПЛАСТИЧЕСКИХ ЗАДАЧ, СВЯЗАННЫХ С ИЗГОТОВЛЕНИЕМ ДЕТАЛЕЙ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ

Е.С. Шемонаева

shemonaevaes@mati.ru

Московский авиационный институт, г. Москва, Россия

При подготовке производства различных изделий машиностроения внедряются современные программные комплексы, позволяющие не только конструировать изделия, но также проводить полное моделирование процесса изготовления. Заранее просчитанный процесс формоизменения позволяет сократить срок подготовки производства и уменьшить срок внедрения нового технологического процесса. Особенно актуально это для изготовления деталей сложных форм и крупногабаритных деталей. Однако, при запуске смоделированного технологического процесса в производство, сталкиваются с проблемой несогласования теоретических расчетов с реально получаемой деталью: неверное распределение толщины по образующей получаемой детали, отклонение от требуемой формы или разрушение.

Детали сложной формы (крутоизогнутые патрубки, ячеистые панели, обтекатели, полоторовые детали, сильфоны, и т.п.) получают такими способами листовой штамповки, как вытяжка, формовка или формовка-вытяжка.

Для определения конечной толщины деталей сложной формы и режимов технологического процесса в работе рассматриваются численные методы расчета: решение общего дифференциального уравнения методом Адамса-Башфорта, с применением ЭВМ [1] и метод конечных элементов, реализуемый в программном комплексе Ram-Stamp [2].

Решение реализовывалось для двух задач: получение крутоизогнутых патрубков из трубных заготовок и получение ячеистых панелей с формой ячейки в виде усеченного конуса из листовых заготовок. Адекватность полученных теоретических результатов была подтверждена экспериментально.

По результатам проведенных исследований можно сделать вывод, что рассмотренные численные методы расчета при решении пластических задач, связанных с изготовлением деталей сложной формы можно не уступают друг другу в точности. Погрешность проведенных расчетов не превышает 10-15%. Однако у каждого есть свои особенности, которые необходимо учитывать при использовании.

1. Чумадин А.С., Шемонаева Е.С. Изготовление крутоизогнутых элементов формовкой трубных заготовок // Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением. 2013. №6. С. 15-18.
2. Шемонаева Е.С., Гончаров А.В. Влияние режимов обработки на распределение толщины стенки при формовке ячеек // Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением. 2017. №2. С. 11-16.

Секция 19

ФОРМОВКА ЭЛАСТОМЕРОМ СИЛЬФОНОВ ТРУБОПРОВОДНЫХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ ТЕХНОЛОГИИ СТЕСНЕННОГО ИЗГИБА

А.С. Масленникова, В.К. Моисеев, А.А. Шаров
moiseevvk@mail.ru

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева

Анализ отказов и неисправностей, выявленных при эксплуатации новых и прошедших ремонт изделий ракетно-космической техники, показал, что их надежность в большой степени определяется надежностью жидкостно-газовых, и в частности, трубопроводных систем. Для осевой компенсации тепловых расширений, рабочих и монтажных смещений в узлах передачи газа и жидкости под давлением, в герметичных системах летательных аппаратов применяются сильфоны. Поскольку сильфон должен сохранять прочность и герметичность при многоцикловых деформациях сжатия, растяжения, изгиба и их комбинаций под воздействием внутреннего или внешнего давления, температуры и механических напряжений, возникает проблема создания надежных изделий типа сильфонов.

Основной причиной разрушения сильфонов является износ материала в области вершины гофра, ввиду утонения материала в этой области на этапе изготовления изделия. Получение сильфонов с равномерной толщиной стенки в области вершины гофра можно реализовать с помощью применения технологии стесненного изгиба, возможности которой были неоднократно проверены для широкой номенклатуры листовых деталей.

С целью повышения качества сильфонов, а именно обеспечения высокой равномерности толщины стенки готового изделия, предложена технология изготовления сильфонов формовкой эластомером, которая позволяет получить равномерное распределение толщины за счет формования гофра в разъемной секционной матрице в два этапа: с набором длины образующей на первом этапе и посадкой набранного материала на втором этапе.

Для разработанной технологии был проведен теоретический расчет и разработана методика расчета параметров технологического процесса формовки сильфонов эластомером. Полученные теоретические зависимости позволили оценить характер изменения толщины в области вершины гофра для различных материалов заготовки и для различных геометрических параметров профиля матрицы на первом переходе. Исходя из анализа полученных теоретических зависимостей, можно сделать вывод, что использование разработанной технологии позволит управлять утонением материала в области вершины гофра.

СБОРКА ТРУБЧАТЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ РАЗНОРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ ЛОКАЛЬНЫМ ИМПУЛЬСНЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ**В.Ю. Астапов, П. Афшари**
vikas53@yandex.ru

Московский авиационный институт, г. Москва, Россия

Импульсные методы существенно повышают производительность труда, повышение качества выпускаемой продукции и технико-экономических показателей производства. Отличительными особенностями от других методов являются ничтожно малое время силового воздействия (от микро- до миллисекунд), высокие скорости деформирования металла, выделение большого количества энергии в органических объемах.

Магнитно-импульсная обработка материалов характеризуется высокой точностью дозирования энергии, локальностью приложения нагрузки, лёгкостью встраивания оборудования в технологические линии, а также давление на деформируемую заготовку создается непосредственно воздействием импульсного магнитного поля без промежуточных твердых, жидких и газообразных сред. Бесконтактное электромагнитное давление позволяет обрабатывать детали с окончательно обработанной поверхностью без ее нарушения в процессе магнитно-импульсной обработки. Она может быть применена для различных видов обработки металлов давлением. Она позволяет производить операции: пробивку отверстий, неглубокую штамповку, обжим и раздачу труб, отбортовку, сборку деталей.

В процессе отработки технологии изготовления деталей необходимо подобрать экспериментально или путем сложных расчетов и определить эффективную область в пространстве параметров, влияющих на данный процесс. Выходом из этой ситуации может служить применение компьютерных программ, основанных на методе конечных элементов, которые способны с высокой точностью воспроизводить реальный технологический процесс. Поэтому представляется актуальным создание удобной для практического применения компьютерной модели процесса и технологического устройства или технологической оснастки и инструмента. Для процессов обработки металлов давлением наиболее удобным в применении является моделирование процесса в различных инженерных программах, таких как ANSYS, LS-DYNA, ABAQUS и специализированных, например, DEFORM, QFORM и др. Данные программы позволяют смоделировать практически любой процесс и особенно магнитно-импульсной формовки, а также процессы удара, сварка трением, столкновения и многое другое. Специализированная программа для моделирования процесса магнитно-импульсной сварки-сборки трубчатых деталей - это программа LS-DYNA, которая с помощью мних функций и элементов «electro magnetic forming» обеспечивает возможность моделирования практически всего временного этапа данного процесса. С помощью LS-DYNA можно не только выявить характерные особенности процесса обработки сборки-сварки трубчатых конструкций, но и установить напряженно-деформированное состояние деформируемых заготовок, характер и картину течения материала, рассчитать усилия, контактная сварка и т.д.

Секция 19

ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

В.Ю. Астапов, К.В. Дудков
vikas53@yandex.ru

Московский авиационный институт, г. Москва, Россия

Внешние обводы головного обтекателя в значительной степени влияют на аэродинамические характеристики ракеты в целом. Они определяют величину аэродинамических сил и моментов, действующих в расчетных случаях нагружения не только на сам ГО, но и на отсеки, к которым стыкуется ГО. Кроме того, обводы ГО должны обеспечивать такое обтекание газовым потоком, при котором реализуется минимальное число зон с вихревым характером течения. Для проведения испытаний тепловых нагрузок ракет при сверхзвуковых скоростях наиболее широко используется два типа установок: сверхзвуковые аэродинамические трубы длительного действия и ударные трубы. Масштаб моделей определяется одновременно решаемой задачей и размерами рабочей части трубы. На сегодняшний день большинство моделей изготавливаются по типовому технологическому процессу. Каждая операция имеет свои особенности.

Для изготовления аэродинамической модели предлагается использовать новые и перспективные методы формообразования – аддитивное производство, которое кардинально изменит технологию и конструкцию. Принцип аддитивного производства состоит в том, что функциональные изделия и поверхности создаются с помощью послойного добавления материала – наплавляя или напыляя порошок, добавляя жидкий полимер или композит. Аддитивное производство призвано дополнить традиционное субтрактивное производство, основанное на удалении первичного материала. Аддитивные технологии можно систематизировать по разным критериям: фаза используемого материала; источнику излучения; методу формирования слоя и т.п. В настоящее время на рынке существуют различные системы, производящие модели по различным технологиям и из различных материалов. Однако все современные системы быстрого прототипирования работают по схожему послойному принципу построения физической модели. Использование аддитивных технологий позволяет выполнить все технические требования к аэродинамической модели. Дополнительно сократить цикл изготовления с года до нескольких рабочих дней. Количество технологических операций и необходимых специалистов. Упрощение конструкции и совершенно другой подход при проектировании. Все действия по изменению технологического процесса приводят к существенному снижению себестоимости изделия. После проектирования трехмерной модели и экспортирования ее в формат стереолитографии (STL) отправляем ее в программу управления установкой послойного синтеза. Для выращивания модели необходимо перевести трехмерную CAD модель на машинный язык G-коды описывающие траекторию движения экструдера или лазера (в зависимости от технологии). В эксперименте мы выбрали технологию FDM так как она является самой распространенной и дешевой из всего спектра аддитивных технологий. Перед тем, как приступить к изготовлению аэродинамической модели головной части, проводились испытания образцов для получения физических свойств материала, получаемого в процессе формирования на установке послойного синтеза. После выращивания и удаления материала поддержки, модели были проверены на собираемость. Сборка проведена успешно. Полученные модели полностью соответствуют требованиям геометрического подобия. При нагружении модели не отклонились и не сломались, что является положительным показателем. Модели показала себя хорошо при нагружении. Никаких отклонений не наблюдалось.

ДИФФУЗИОННАЯ СВАРКА АЛЮМИНИЕВОГО И ТИТАНОВОГО СПЛАВОВ БЕЗ ПРИМЕНЕНИЯ ПРОСЛОЕВ

С.Ф. Демичев, В.И. Любимов, Ю.А. Вашуков
demichev2012@mail.ru, vashukov@ssau.ru

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

К числу актуальных и важных задач аэрокосмической промышленности в сфере изготовления неразъемных узлов относится получение высокопрочных и надежных соединений, широко используемых в конструкциях летательных аппаратов алюминиевых и титановых сплавов. Титан и алюминий - основы этих сплавов - химически активные металлы, обладающие резко отличающимися физическими и механическими свойствами, ограниченной взаимной растворимостью. Вследствие этого получение комбинированных неразъемных титано-алюминиевых соединений является сложной задачей, связанной с необходимостью решения ряда проблем. Способы сварки плавлением, пайка для этого не подходят. Хорошие результаты дает применение способов сварки давлением, прежде всего, диффузионной сварки в вакууме (ДСВ).

В настоящей работе на основании проведенного анализа проблем, возникающих при диффузионном соединении титановых и алюминиевых сплавов, разработаны следующие технологические подходы:

1. Дифференцированный нагрев свариваемых деталей, учитывающий значительное отличие теплофизических свойств соединяемых материалов, а именно: преобладающий нагрев приконтактной области титанового - более тугоплавкого и, поэтому более инертного, с точки зрения образования сварного соединения, элемента соединения.
2. Нанесение на соединяемую поверхность более прочного и твердого, титанового элемента микрорельефа, способствующего, во-первых, механическому разрушению плотной трудноудаляемой окисной пленки на поверхности элемента из алюминиевого сплава, во-вторых, увеличению площади контакта соединяемых элементов, а следовательно, и прочности соединения.
3. Изыскание возможностей использования наряду со сваркой механического соединения элементов, что способствует повышению прочности и надежности соединения.

Проведенные экспериментальные исследования по ДСВ титанового сплава BT5-1 и алюминиевого сплава АК-4 применительно к узлу крепления приборов летательного аппарата показали хорошие результаты. Опытная партия сваренных узлов успешно выдержала механические испытания. На основе полученных результатов разработаны методические рекомендации по ДСВ титановых и алюминиевых сплавов.

Секция 19

МОДЕЛЬ НАГРЕВА ТОНКОЙ ПЛЁНКИ В ПРОЦЕССЕ МЕТАЛЛИЗАЦИИ ПРИ ПОЛУЧЕНИИ МАЛОГАБАРИТНЫХ ЭЛЕКТРОНАГРЕВАТЕЛЕЙ

В.И.Богданович, М.Г.Гиорбелидзе
bogdanovich@ssau.ru, m.giorbelidze@ssau.ru

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

При производстве современных космических аппаратов (КА) широкое распространение получили различные методы получения специальных покрытий, в том числе вакуумные ионно-плазменные методы. Данная группа методов позволяет получать функциональные покрытия на поверхностях изделий из металлов, неметаллов, а также полимеров [1,2]. Последнее время особый интерес представляют технологии выращивания покрытий на полимерах ввиду высокой эффективности использования таких систем в качестве малогабаритных гибких электронагревателей для терморегулирования бортовых систем КА. Необходимость получения покрытий толщиной до 10 мкм потребовала проведения дополнительных исследований с целью поддержания оптимального диапазона температуры нагрева при формировании слоев на тонкой полимерной основе.

Разработана математическая модель нагрева и охлаждения тонкопленочного полимера в процессе нанесения металлического покрытия вакуумным ионно-плазменным методом. Проведенные экспериментальные исследования подтвердили адекватность и применимость разработанной модели. На основе полученного аналитического аппарата определены оптимальные параметры технологического процесса для стабилизации температурного режима системы тонкопленочный полимер-покрытие. Предложены эффективные способы управления, разработана и запатентована технология получения наноструктурного резистивного покрытия на тонкопленочном полимере. На основе разработанной технологии изготовлены, прошли весь комплекс испытаний и внедрены в производстве АО РКЦ «Прогресс» тонкопленочные гибкие электронагреватели для терморегулирования бортовых систем космических аппаратов.

1. Барвинок, В.А. Физические основы и математическое моделирование процессов вакуумного ионно-плазменного напыления / В.А. Барвинок, В.И. Богданович. – М: Машиностроение, 1999. – 309 с.
2. Богданович, В.И. Оптимизация термического цикла нагрева тонкопленочного полимера при получении наноструктурных ионно-плазменных покрытий / В.И. Богданович, В.А. Барвинок, В.Г. Небога, А.Н. Асмолов, М.Г. Гиорбелидзе, Г.З. Бунова, Е.В. Еськина // Проблемы машиностроения и автоматизации. – 2013. – №4. – С. 221 – 226.

СТЫКОВКА КРУПНОГАБАРИТНЫХ АГРЕГАТОВ ИЗДЕЛИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ ПРИ ПОМОЩИ ЛАЗЕРНОГО ТРЕКЕРА

Е.С. Шемонаева, Г.И. Аушкин **shemonaevaes@mati.ru**

Московский авиационный институт, г. Москва, Россия

В настоящее время при производстве различных изделий машиностроения точность стыковки обеспечивается ручной подгонкой одного стыка крупногабаритного агрега-

та к другому до совмещения реперных знаков и проштыривания базовых отверстий. Сборочная оснастка представляет собой ложементы под конкретный вид агрегата, оснащенные механизмами вращения и перемещения в ограниченном диапазоне. Такие механизмы регулируются вручную и не имеют обратной связи. Весь процесс стыковки должен контролироваться несколькими рабочими, находящимися по всей зоне плоскости стыка. При данном способе стыковки возникают потери времени на подгоночные работы, требуется большое количество персонала, должна быть налажена надежная связь и синхронность между работниками, выполняющими стыковку.

Рассмотрим один из способов решения данной задачи на производстве, где контроль процесса стыковки осуществляется лазерным трекером. Этот высокоточный координатно-измерительный прибор способен в режиме реального времени отслеживать положение любой точки в трех координатах и вращение по каждой из них (т.е. 6 степеней свободы). Способ подразумевает, что один из стыкуемых агрегатов принимается за базу, то есть на нем назначается нулевая (контрольная) точка и, соответственно, этот агрегат должен оставаться неподвижным в процессе стыковки. Стыковка осуществляется за счет движения второго стыкуемого агрегата. Путем отслеживания координат контрольной точки приспособления, оператор в реальном времени следит за положением стыка агрегата и дает команды рабочим на корректировку положения оснастки. Однако недостатком такого способа является выбор места установки лазерного трекера - в процессе стыковки движущийся агрегат не должен перекрывать лазерный луч. Кроме того, стыковка по одной контрольной точке может не всегда удовлетворять требованиям по точности, если они заданы в жестких пределах.

В работе исследуется методика стыковки крупногабаритных агрегатов аэрокосмической промышленности при помощи лазерного трекера с использованием математической модели стыкуемых плоскостей. Для осуществления способа необходимо заранее создать упрощенные математические модели стыкуемых плоскостей (от 8 контрольных точек). Затем обмеряется только одна из реальных плоскостей стыкуемых агрегатов и соотносится с математической моделью, после чего можно осуществлять процесс стыковки с отслеживанием положения стыка в реальном времени. Такой способ позволяет сократить количество персонала, принимающего участие в операции стыковки, снизить трудоемкость процесса и повысить точность.

ОЦЕНКА ПРУЖИНЕНИЯ СПОСОБА ФОРМООБРАЗОВАНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ДЕТАЛЕЙ

А.Н.Епифанов¹, А.В.Демьяненко²
pe4ura.pif@gmail.com

¹Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, г. Самара, Россия

²МГУ им.М.В. Ломоносова, г. Москва, Россия

При формообразовании листовых заготовок возможно изменение формы детали после извлечения из штамповочного оборудования из-за восстановления упругой части деформации после снятия нагрузки. Это явление называется обычно упругой отдачей или пружинением. На его величину влияют свойства материала детали, ее геометрическая форма, характер нагружения при штамповке, остаточные напряжения, возникающие на предшествующих стадиях - в частности, при прокатке листов. Требования к точности изготовления штампованных деталей в некоторых промышленных производствах достаточно высоки, экспериментальная «доводка» процесса сопряжена с изменением штампов и может оказаться достаточно дорогой, поэтому возникает не-

Секция 19

обходимость проведения исследований в оценке пружинения, считая его одним из самых важных показателей технологичности исследуемых способов деформирования.

Для дальнейшего проведения экспериментов, по полученному патенту [1], смоделирован предлагаемый процесс отбортовки и отбортовки-формовки с целью получения тонкостенных осесимметричных деталей. Способ реализуется с помощью устройства [2], в котором коническая заготовка устанавливается в матрице с тем же углом конусности, и прижимается коническим прижимом по части, которая ближе к большему торцу. При опускании пуансона осуществляется отбортовка свободной части заготовки до тех пор, пока не произойдет ее зажим со стороны малого торца между выталкивателем и пуансоном. После этого добавляется растяжение заготовки вдоль образующей и протекает процесс формовки в условиях близкому к плоско-деформированному состоянию, когда тангенциальная деформация стремится к нулю.

Величина пружинения оценена для двух процессов способа с использованием разной формы пуансона: для процесса отбортовки коническим и сферическим пуансонами составляет 10,33 % и 11,33 % от толщины соответственно. В то время, как для процесса отбортовки-формовки коническим и сферическим пуансонами данная величина составила 1,33 % и 1,00 % от толщины соответственно. Таким образом, моделирование процессов подтвердило факт практически полной компенсации отрицательного эффекта пружинения при использовании совмещения процессов, например отбортовки-формовки.

1. Демьяненко Е.Г., Попов И.П. Устройство для отбортовки и формовки тонкостенной конической заготовки. Пат. № 2580269-2014140637 Российская Федерация, 2016.
2. Епифанов А.Н. Моделирование процесса отбортовки-формовки тонкостенных осесимметричных деталей в программном комплексе PAM-STAMP 2G (ESI Group). Известия Самарского научного центра Российской академии наук, 2016, № 1, с. 59-65.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТОЧНОСТИ ПРОТОТИПИРОВАНИЯ ПРИ ОГРАНИЧЕНИЯХ НА РЕГУЛИРОВАНИЕ РЕЖИМОВ И УСЛОВИЙ ЛАЗЕРНОГО СПЕКАНИЯ

**А.Н. Королев, В.А. Тарасов, В.Д. Баскаков, М.А. Бабурин, Р.В. Боярская,
О.В. Зарубина**
alxnik@mail.ru, baskakov_vd@mail.ru

МГТУ им.Н.Э. Баумана

Повышенные требования к точности геометрических параметров и качеству поверхностей предъявляются не только к комплектующим деталям, но и к деталям – прототипам, изготавливаемым из пластмассы методом селективного лазерного спекания. Высокая точность спекания позволяет проводить отработку сложных узлов машин на макетах и моделях, обеспечивая взаимное перемещение деталей – прототипов в гладких прецизионных посадках при сборке и функционировании.

Однако оборудование может иметь ограничения на регулирование режимами и условиями спекания, ответственными за точность и качество поверхностей получаемых деталей. Прежде всего, речь идет об ограничениях на диаметр пятна лазерного луча, определяющих ширину зоны расплавления порошка. В этих условиях актуальным является разработка технологических решений, обеспечивающих управление точностью и качеством поверхностей деталей.

В работе исследовалось влияние ориентации тонкостенной детали переменной толщины, имеющей форму сферического мениска, относительно оси лазерного луча на целостность изделия, колебание толщины и шероховатость выпуклой поверхности. Детали изготавливались из порошка полиамида марки PA2200 на технологическом устройстве лазерного спекания модели EOS P110 при диаметре пятна лазерного луча 0,4 мм. Сравнивались между собой поля рассеяния толщины деталей и шероховатости поверхностей для двух вариантов спекания, при которых ось симметрии детали была параллельной оси лазерного луча (вариант №1) и перпендикулярной ей (вариант №2). Результаты измерений показали, что поля рассеяния толщины деталей и шероховатости поверхностей для различных вариантов спекания существенным образом отличаются: в варианте №2 оба этих параметра меньше, чем в варианте №1. Профили неровностей поверхностей деталей при различных вариантах изготовления также имеет существенные различия.

Таким образом при спекании тонкостенных деталей, номинальная толщина которых соизмерима с пятном лазерного луча, можно управлять погрешностью толщины и качеством поверхности, меняя ориентацию оси детали относительно оси лазерного луча.

ГИДРОСТРУЙНЫЕ ОПТИЧЕСКИЕ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ КОНТРОЛЯ ПАРАМЕТРОВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ

**Е.В. Леун,
В.В. Шалай, В.К. Сысоев**

leun@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина», Омский государственный технический университет

Разработанный в 2015 году гидроструйный способ контроля линейных размеров изделий применим для использования в машино-, станко- и приборостроении, в ракетно-космической и других отраслях. Он основан на использовании струи жидкости, как вариант, смазочно-охлаждающей жидкости, поливающей изделие, в качестве т.н. «жидкого световода» с соответствующим окном прозрачности для двунаправленной передачи оптического потока к отражающей поверхности изделия и назад.

Режим работы разработанного способа контроля определяется сочетанием гидравлических, оптических и других параметров, например: избыточного давления P_0 , плотности жидкости, диаметра сопла, модуляции струи с ее распадом на капли и др.

Исследования показали, что этот способ контроля можно также применять и для решения измерительных задач в смежных областях:

1. Для измерений толщины гальванических покрытий при их струйном нанесении;
2. Для измерений параметров поверхности изделия под воздействием гидрообработки;
3. Для измерений параметров вибрации и/или акустической эмиссии изделия в процессе ее обработки;
4. Для измерений длины струи в кожухотрубных струйно-инжекционных аппаратах;
5. Для измерений длины и температуры распадающейся части струи при формировании направленного потока капель в капельных холодильниках-излучателях космических аппаратов с мощными энергетическими установками;

Секция 19

6. Для измерений температуры изделия и/или с механическим воздействием разных струй на поверхность объекта.

В докладе более подробно представлены особенности конкретных практических приложений гидроструйных оптических измерительных систем.

ИССЛЕДОВАНИЕ ГИГРОСКОПИЧЕСКИХ СВОЙСТВ МАТЕРИАЛОВ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА ПРИ ИХ ИЗГОТОВЛЕНИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

А.С.Филимонов, А.Н.Королев, П.А.Михалев
alex72@mail.ru, alxnk@mail.ru, mik2502@mail.ru

МГТУ им.Н.Э. Баумана

В настоящее время при эксплуатации международной космической станции, а также перспективных аппаратов для исследования дальнего космоса имеет место проблема замены деталей на орбите при возникновении различных аварийных ситуаций и поломок. Решить эту задачу возможно путем использования аддитивных технологий в условиях гравитации. Данные технологии имеют большие преимущества в скорости получения детали по сравнению со временем ожидания доставки ее с земли, а также в удобстве транспортировки порошка, т.к. тара для него может быть деформируемой и принимать любую форму при расположении в транспортном отсеке космического аппарата.

Однако, существуют проблемы малой изученности свойств изделий, полученных методом аддитивных технологий, в условиях космического пространства. Одной из таких проблем является нежелательное газовыделение под действием изменения температур и различных излучений в условиях космического вакуума. Это становится большой проблемой при эксплуатации полученных изделий в герметичных как пилотируемых, так и приборных отсеках. Поэтому актуальной является задача исследования гигроскопичности и газовыделения при термовакуумном воздействии полимерных материалов, полученных на основе аддитивных технологий.

Работа проводилась в два этапа. На первом этапе проводились работы по определению точного объекта исследований, по отработке методик и инструментов исследований. На втором этапе был выполнен полный цикл испытаний. Во время испытаний были использованы два вида жидкостей – спирт и вода, и три уровня температуры – минус 12°С, плюс 22°С и плюс 100°С.

В результате были изучены процессы диффузии и газовыделения молекул воды и оценены массовые потери компонентов при различных условиях. Проведенные исследования доказали возможность использования деталей, полученных с использованием аддитивных технологий, в условиях космического пространства.

**КРИОГЕННЫЙ ТРУБОПРОВОД С КОРОТКОВОЛОКНИСТОЙ
БАЗАЛЬТОВОЙ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИЕЙ**

М.А. Комков, Ю.В. Баданина, Д.А. Потапов, А.С. Новикова
cm12@sm.bmstu.ru, m_komkov@list.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Создание современных летательных аппаратов (ЛА) авиационной и ракетно-космической техники (РКТ) невозможно без применения криогенных топлив и транспортировки их к двигательным установкам ЛА по теплоизолированным трубопроводам. В докладе 2017 г. на Академических чтениях по космонавтике, на основе которого была опубликована статья [1], дано конструктивно-технологическое решение (КТР) внутрибакового трубопровода из комбинированных материалов минимальной массы. Для подачи жидких компонентов топлива: водорода, кислорода или метана к двигательной установке ЛА, необходима надежная внешняя теплоизоляция такого трубопровода из экологически чистых базальтовых супертонких волокон (БСТВ), с минеральной связкой из Al_2O_3 .

В работе показано, что теплоизоляция из БСТВ ($d_b = 0,5-3,5$ мкм и $l_b = 1,5-2,5$ мм) может быть изготовлена методом фильтрационного осаждения волокон и связующего в виде гидроокиси $Al(OH)_3$ из разреженной пульпы в перфорированную пресс-форму. Процесс фильтрации идет за счет вакуумирования камеры фильтрата или внешнего давления на пульпу порядка 0,5-1,5 кПа и окончательного прессования в размер осажденного слоя волокон в размер изделия. Основными достоинствами базальтовой теплоизоляции с минеральной связкой является ее работоспособность от $-260^\circ C$ до $750^\circ C$, экологическая чистота, низкая плотность (140-150 кг/м³), упругость, виброустойчивость, негорючесть.

Такие базальтовые теплоизолирующие конструкции (покрытия) могут иметь сложную пространственно-геометрическую форму с тонкостенными элементами и внешнюю защитную оболочку из намотанной сверху полиимидной пленки, обеспечивающей герметизацию материала теплоизоляции. В работе представлено КТР криогенного трубопровода из комбинированных материалов с внешней базальтовой теплоизоляцией и защитной оболочкой из полиимидно-фторопластовой пленки.

1. Комков М.А., Потапов Д.А., Кудрявцев А.А. Оптимизация угла намотки на металлический лейнер криогенного трубопровода. Инженерный журнал: наука и инновации, 2017, вып. 9. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-9-1673>



СТАДИИ ПОЛЁТА И ИХ ВЛИЯНИЕ НА СТРУКТУРУ КОММУНИКАЦИИ

В.И. Гуцин, А.К. Юсупова, Д.М. Швед, Н.С. Суполкина, А.И. Чекалина
anna_yusupova@mail.ru

ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем РАН

С увеличением продолжительности космических полётов феноменология стадий, острота и длительность их проявления могут существенно отличаться от их проявления в коротких миссиях.

Идея разделения долговременной изоляции на стадии, для каждой из которых характерна специфическая психологическая динамика, впервые возникла при изучении полярных зимовок. Был выделен «феномен третьей четверти» - наиболее психологически тяжёлый, несмотря на объективное улучшение условий (увеличение светового дня). Данный феномен был неоднократно подтверждён в международных исследованиях (см., напр., контент-анализ дневниковых записей полярников, проводимый J. Stuster). Вместе с тем, периоды адаптации к долговременному космическому полёту, выделенные О.П. Козеренко, включали в себя стадию острой адаптации (начало полёта) и «финального порыва» (окончание полёта), с минимальной динамикой между ними. N. Kapas, стремившийся подтвердить «феномен третьей четверти» в бортовых экспериментах, не нашёл значимых отличий третьей четверти от прочих периодов.

Однако, зимовки продолжительнее космических полётов, которые сейчас в среднем составляют шесть месяцев. Можно предположить, что с увеличением продолжительности полётов, их динамика и стадии будут изменяться. Для проверки этой гипотезы были сопоставлены данные контент-анализа переговоров, полученные в рамках космического эксперимента «Контент», по полётам стандартной и увеличенной продолжительности. Методика предполагает подсчёт в тексте переговоров речевых смысловых категорий. Помимо функциональных категорий, направленных на анализ динамики рабочего процесса, также кодируется применение копинг-стратегий (по Р. Лазарусу) в речи, с целью анализа ранних предвестников стресса.

Сравнение двух типов продолжительности полёта показало резкое увеличение использования копинг-стратегий разных типов в третьей четверти полёта, в сочетании с падением использования некоторых функциональных категорий в случае полёта увеличенной продолжительности. Подтверждение возникновения феномена третьей четверти в условиях увеличения продолжительности полёта требует увеличения экспериментальной выборки с целью дальнейшего изучения особенностей проявления этого феномена и выработки практических рекомендаций для психологической поддержки космонавтов.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ОЦЕНКИ ПСИХОЭМОЦИОНАЛЬНОГО СТАТУСА КОСМОНАВТОВ ПО ДАННЫМ КЭ «КОНТЕНТ»

Н.С. Суполкина, В.И. Гущин, Д.М. Швед, А.К. Юсупова, А.И. Чекалина
sns_@mail.ru

ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем РАН

Оценка психоэмоционального состояния космонавта на орбите является обязательным элементом обеспечения безопасности человека в космосе и входит в систему медицинского контроля полета. Анализ общения ЦУП и экипажа – штатный источник психоневрологической информации. В качестве диагностического инструмента в рамках одноименного эксперимента с июня 2015 года и по настоящее время нами применяется контент-анализ стенограмм радиопереговоров.

Контент-анализ представляет собой кодирование текстов с помощью системы категорий по заранее определенным правилам. В параметрах кодирования отражен методологический подход исследователей к анализу проявлений психоэмоционального состояния в процессе общения, основанный на теории стресс-копинга Р. Лазаруса. В рамках данного подхода, космический полет рассматривается как источник стресса, на который космонавт формирует ответ в виде совладающего поведения (копинг-стратегий). Таким образом, применение копинг-стратегий является косвенным признаком стрессового состояния. Предполагается, что копинг-стратегии отражаются в речи человека, и в методике контент-анализа они представлены в виде категорий кодирования.

Индивидуальное сочетание применяемых космонавтами копингов, их динамика в процессе полета, позволяет отслеживать изменение уровня эмоционального напряжения каждого участника полета, а также описать индивидуальные стили реагирования на стресс, что имеет существенное прогностическое значение для длительных космических полетов. Например, тенденция человека в проблемных ситуациях брать инициативу и принятие решения в свои руки станет несомненным преимуществом в нештатных ситуациях и межпланетных космических полётах по сравнению с тем, кто склонен к исполнительности в сочетании поиском поддержки. Как быстро развивающиеся нештатные ситуации, так и задержки связи в межпланетных полётах делают невозможным постоянное общение между космонавтами и специалистами ЦУП.

Таким образом, данные, полученные нами с помощью применения разработанной методики контент-анализа переговоров, свидетельствуют о работоспособности метода в качестве средства дистанционной диагностики психоэмоционального состояния, что может быть перспективным при увеличении длительности и дальности полетов.

ВЛИЯНИЕ ДОЛГОВРЕМЕННОГО КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА НА ОПЕРАТИВНУЮ ПАМЯТЬ

А.И. Чекалина, Д.В. Счастливцева, Ю.А. Бубеев, В.И. Гущин
angelina.chekalina@gmail.com

ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем РАН

Исследование влияния длительного космического полета (ДКП) на когнитивное функционирование космонавтов является актуальным направлением современной авиакосмической психологии, интересующим специалистов РОСКОСМОСА и НАСА. В

Секция 20

период с 2016 г. при помощи «ППКС Модуль Компакт» получены результаты, позволяющие выявить наиболее чувствительные методики для оценки психической работоспособности и нагрузок на когнитивные ресурсы (оперативная память, счетное мышление, восприятие, пространственно-временная реакция и внимание) космонавтов в дополетный период, в ДКП и послеполетный период.

Тест «Зрительная память» предназначен для оценки скорости (время) и надежности (количество ошибок) запоминания/воспроизведения из оперативной памяти зрительных стимулов разного уровня сложности: простой стимул (1 серия), стимул средней сложности (2 серия) и сложный стимул (3 серия).

Анализ данных показал, что время запоминания/воспроизведения сложных стимулов (3 серия) увеличивается, по сравнению с сериями с простыми стимулами (1 серия) и стимулами средней сложности (2 серия). Также в 3 серии снижается надежность: количество ошибок запоминания/воспроизведения увеличивается. Это связано с тем, что возрастание сложности структуры стимулов закономерно приводит к увеличению времени ее выполнения в сочетании с некоторым снижением надежности. Такая динамика обнаружена для данных в дополетный (связано с предстартовыми нагрузками) и послеполетный периоды (связано с накопленной за время ДКП усталостью).

Во время полета динамика другая: происходит снижение времени запоминания/воспроизведения стимулов во всех 3-х сериях, что связано с высокой мобилизацией когнитивных ресурсов у высокомотивированного спецконтингента. Это свидетельствует об увеличении скорости функционирования оперативной памяти во время полета, в том числе, для сложных задач, требующих особой мобилизации когнитивных ресурсов.

Таким образом, тест «Зрительная память» является высокоинформативным для оценки как психической работоспособности во время полета, так и уровня нагрузки на когнитивные ресурсы космонавтов.

ГЕНДЕРНЫЕ РАЗЛИЧИЯ ДИНАМИКИ ЭЭГ-ПОКАЗАТЕЛЕЙ ПОД ДЕЙСТВИЕМ ФАКТОРА ИЗОЛЯЦИИ

Д.В. Счастливецва, Т.И. Котровская
scdarya@yandex.ru

ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем РАН

Известно, что показатели биоэлектрической активности мозга, психических процессов, и уровней функционального состояния центральной нервной системы (ЦНС) обладают большой вариативностью, в частности, в силу возрастных и гендерных особенностей обследуемых, которые необходимо учитывать при оценке формирующего влияния воздействующего фактора. Исследования (Бельских И.А. и др., 2011) обще-мозговых индикаторов фоновых ЭЭГ (выборка в 589 человек), показали что индивидуальный уровень активации ЦНС женщин выше по сравнению с мужчинами.

Целью данной работы являлось сопоставление ЭЭГ-паттернов мужского и женского экипажей, как до начала экспериментов, так и после действия фактора изоляции.

Эксперимент осуществлялся в ГНЦ РФ – ИМБП РАН при 10-дневной изоляции мужского экипажа на базе Глубоководного водолазного комплекса (ГВК-250) в рамках эксперимента «Светильник» и 9-дневной изоляции женского экипажа на базе Научного экспериментального комплекса (НЭК) в рамках эксперимента «Луна-2015». Для выявления нейрофизиологических показателей регистрировали биопотенциалы коры головного мозга человека методом электроэнцефалографии (ЭЭГ). Полученные данные обрабатывались, как качественно (визуальная оценка ЭЭГ-паттерна), так и количе-

ственно с вычислением относительных значений мощности (ОЗМ) основных ЭЭГ-диапазонов.

Было получено, что две выборки статистически достоверно различались до начала эксперимента по тета/бета индексу (отношение ОЗМ тета-активности к ОЗМ бета-активности), который является чувствительным показателем работы системы селекции действий. ЭЭГ-следствием нарушений работы такой системы оказывается большая выраженность тета-активности и снижение бета-активности, причем высокая мощность колебаний тета-диапазона спектра ассоциируется с отвлекаемостью, в то время как повышение уровня бета-активности связывается с концентрацией внимания и эффективной когнитивной деятельностью. Фоновые параметры тета/бета индекса в мужском экипаже были выше, чем в женском. По окончании изоляции таких различий не выявлено. ОЗМ основных ЭЭГ-диапазонов суммарно для всех отведений статистически достоверных отличий, как в фоне, так и после действия фактора изоляции между двумя экипажами не имели. Следует отметить, что, как в мужском, так и в женском экипаже статистически достоверных различий в исследуемых показателях после изоляции по сравнению с фоном также обнаружено не было. Вероятнее всего, это обусловлено малыми выборками, состав которых был не однороден по типу ЭЭГ-паттерна.

ВЛИЯНИЕ ИЗОЛЯЦИИ В ГЕРМООБЪЕКТАХ НА СУТОЧНЫЕ РИТМЫ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ВЕГЕТАТИВНОЙ РЕГУЛЯЦИИ КРОВООБРАЩЕНИЯ

В.Б. Русанов
А.Г. Черникова, О.Н. Исаева

vasilyrusanov@gmail.com

ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем РАН

Одним из критериев адаптации организма является структура биологических ритмов. Периодические колебания физиологических функций направлены на то, чтобы адаптироваться к изменениям условий внешней среды, максимально сохранив оптимальный уровень функциональных резервов. Наибольшее практическое значение имеют циркадианные, или околосуточные, ритмы. Суточная динамика показателей вегетативной регуляции может служить индикатором адаптационных реакций организма.

Цель исследования заключалась в получении информации об изменении циркадианных ритмов вегетативной регуляции кровообращения во время космического полета, а также изоляционных экспериментов для уточнения понимания адаптивных механизмов в организме человека.

При проведении эксперимента использовалась аппаратура «Космокард», позволяющая регистрировать электрокардиограмму в 2-х отведениях в течение 24 часов. Механизмы регуляции кровообращения оценивались по показателям вариабельности сердечного ритма.

В эксперименте участвовали 10 российских членов экипажа МКС. Экспериментальные сессии проводились по крайней мере 2 раза до полета для получения достоверных данных об индивидуальных особенностях и статистически обоснованных исходных значений ВСР и ее суточной динамики для сравнения с полетными данными. Во время полета проводилось по 5-6 экспериментальных сессий, т.е. практически каждый месяц, что дает возможность отслеживать динамику изменений и после накопления определенного объема данных строить статистически обоснованные прогнозы. В изоляционных экспериментах участвовали женский и смешанный экипажи.

Представлены предварительные данные анализа состояния автономной регуляции сердечной деятельности. При длительном действии невесомости наблюдаются уменьшение амплитуд суточных колебаний показателей вариабельности сердечного

Секция 20

ритма и изменение вегетативного баланса в сторону роста симпатической активности, со снижением функционального резерва регуляторных систем. Аналогичная тенденция наблюдалась и в изоляции.

ИЗМЕНЕНИЕ ЭЛЕМЕНТАРНОГО СОСТАВА КОСТНОЙ ТКАНИ ЖИВОТНЫХ ПРИ ГИПЕРГРАВИТАЦИИ

О.Е. Кабицкая¹ kabitskaya@mail.ru
М.А. Барков², Н.А. Лукичёва¹, Л. Вико³

¹ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем РАН, Москва;

²ГУ НПО «Тайфун», Обнинск;

³IFRESIS, Сент-Этьен, Франция

В начале систематических полётов в космос при обследовании астронавтов был выявлен отрицательный баланс кальция. С использованием методов прижизненной денситометрии уточнялось, в какой мере это отражает степень деминерализации скелета (Оганов В.С., 2014). Для подтверждения выдвинутых гипотез и разработки мер профилактики проводились опыты с животными в условиях микрогравитации и при моделировании (пенальная гипокинезия, антиортостатическая гиподинамия – «вывешивание» и относительная сниженная весомость – прекращение действия на организм повышенной весомости (30 суток, 1,1g и 2,0g) (Краснов И.Б. и др., 1998). Использование прерывистого центрифугирования предлагалось в качестве средства для создания искусственной силы тяжести в космическом полете (Краснов И.Б. и др., 2006).

В эксперименте с мышами при 30-суточном вращении на центрифуге (2,0g) мы исследовали содержания элементов (Ca, Mg, P, Zn) в костях крыши черепа. Использовался лазерно-искровой эмиссионный метод, подобный рентгенофлуоресцентному методу контроля, но отличающийся более высокой чувствительностью, и реализующий его лазерно-искровой экспресс-анализатор элементного состава ЛИЭС, разработанный в ФГБУ «НПО «Тайфун» (г. Обнинск). Для исследования элементного состава биологических образцов с помощью ЛИЭС методика выполнения измерений специально адаптирована.

Впервые было отмечено снижение процентного содержания всех определяемых элементов в костях крыши черепа при гипергравитации. Наиболее заметными изменения были по элементам входящим в состав гидроксиапатита. По содержанию Ca – снижение с 46,26% до 40,57%, а по P – с 4,05% до 3,59%. У животных с 12-часовой реадаптацией после центрифугирования наблюдалось небольшое повышение содержания изучаемых элементов.

Можно предположить, что причиной потерь минеральной составляющей стало перераспределение жидких сред в организме под влиянием ускорения 2,0g. Для подтверждения этой рабочей гипотезы необходимы дальнейшие исследования с изучением содержания элементов в других регионах скелета.

НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ АДАПТАЦИИ ИММУННОЙ СИСТЕМЫ ЧЕЛОВЕЧЕСКОГО ОРГАНИЗМА К ФАКТОРАМ ДЛИТЕЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЁТА

**С.А. Калинин, М.П. Рыкова, Е.Н. Антропова, О.В. Кутько, С.М. Каюнова,
А.В. Садова, С.А. Пономарёв
dr.grey@bk.ru**

ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем РАН

Во время космического полёта (КП) по околоземной орбите на организм человека действуют различные неблагоприятные факторы окружающей среды, такие как: нервно-психическое напряжение, повышенные физические нагрузки при выполнении вне корабельных операций, шумовое и радиационное воздействие, искусственная атмосфера и микроклимат, перегрузки (на этапе вывода космического корабля на орбиту и при посадке), гиподинамия и собственно микрогравитация.

Комплексное действие этих факторов приводит к изменениям со стороны практически всех систем организма, включая и систему иммунитета. На сегодняшний день довольно детально изучена реакция адаптивного иммунитета на комплекс факторов КП, ведутся работы по изучению действия факторов длительного космического полёта на систему врождённого иммунитета, включая его гуморальную составляющую, а также оценку эндогенных лигандов клеточных факторов естественной резистентности.

В настоящем исследовании проводилось измерение сывороточной концентрации белков теплового шока (heat shock proteins, HSP) HSP60, HSP70 и негистонового ядерного протеина (high-mobility group protein) HMGB1, являющихся основными лигандами образраспознающих рецепторов клеток врождённого иммунитета семейства Toll-like (TLR) HSP60, а также HSP70, HMGB1, являющихся лигандами TLR2 и TLR4, соответственно. Было обследовано восемь российских космонавтов в возрасте от 35 до 56 лет до и после завершения длительных КП на МКС.

Результаты проведённых исследований показали, что на первые сутки после завершения длительного КП наблюдается увеличение концентрации HSP60, HSP70 и HMGB1, причём концентрации HSP70 и HSP 60 менялись достоверно. К седьмым суткам отмечалось снижение концентраций всех трёх стресс-протеинов с приближением к фоновым значениям.

Подобные изменения могут быть вызваны реакцией организма человека как непосредственно на факторы, связанные с пребыванием в космосе, так и на факторы, связанные с перегрузками на этапе посадки. Для ответа на данный вопрос необходимо проведение дополнительных исследований в экспериментах, моделирующих различные факторы и этапы КП.

Работа поддержана грантом РФФИ “мол_а” № 14-04-31446.

Секция 20

ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОРАНЖЕРЕЙ

И.Г.Подольский
М.А. Левинских, В.Н.Сычев

igorp@imbp.ru

ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем РАН

В настоящее время разрабатываются сценарии будущих космических миссий, которые могут различаться длительностью полета, количеством членов экипажа, временем пребывания вне Земли и пр. При этом многими специалистами предлагается создание комплексной биолого-физико-химической регенеративной системы жизнеобеспечения экипажа, в состав которой предполагается включение микроорганизмов, водорослей, грибов и высших растений. При оптимистичном взгляде на данную проблему, специалисты сходятся во мнении, что такая система не сможет обеспечивать полностью регенерацию кислорода, воды и пищи. Для полного удовлетворения пищевых потребностей экипажа в растительных продуктах потребуется устройство производственной оранжереи (ПО) с посевной площадью от 15 до 40 м² на человека, что абсолютно нереально в настоящее время. ПО могут с той или иной полнотой обеспечивать питание человека, но имеют значительные размеры, энергопотребление и стоимость.

Основными элементами конструкции штатной ПО будут отдельные модули для выращивания различных овощных культур. Число модулей, их совокупная посевная площадь будет определяться функциональным назначением ПО, видовым составом растений и количеством членов экипажа. Предлагается создание отдельных модулей ПО на базе испытанной многократно в условиях космического полета автоматизированной оранжереи «Лада», которая отличается высокими показателями энергетической эффективности, надежности эксплуатации, эргономичности и полифункциональности.

Полученные результаты на основе разработанной технологии культивирования растений делают возможным внедрение на борт космических летательных аппаратов ПО в качестве штатных систем СЖО человека.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФАКТОРОВ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА НА РЫБ ВИДА DANIO RERIO

О.А. Дадашева, О.А. Грушина, Т.С. Гурьева, Е.И. Медникова, В.Н. Сычев
gurieva@imbp.ru

ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем РАН

Данио-рерио (*Danio rerio*) вид пресноводных рыб, относящихся к семейству карповых (Cyprinidae). В количестве 18 штук рыбы были запущены на КК «Союз» (40S) и на модуле KIBO в оборудовании AQH. Рыбы содержались в специально разработанном аквариуме, с автоматическим режимом освещенности, температуры, подачи корма и кислорода. Продолжительность эксперимента составила 36 суток, по окончании которого часть рыб была зафиксирована на борту МКС в 4% параформальдегиде на фосфатном буфере (рН 7,2) для проведения гистологических исследований.

Результаты гистологических исследований показали, что наибольшие изменения у рыб полетной группы произошли в гравитационно-зависимых органах, а именно, в вестибулярном аппарате и газовом (плавательном) пузыре. В норме вестибулярный

аппарат рыбы имеет форму овального мешочка, который выполняет орган равновесия, расположенного в задней части черепной коробки. Это большой перепончатый лабиринт, который помещается в хрящевую или костную ткань. У всех рыб, полетной группы были выявлены изменения в гистологической картине сенсорного эпителия, а именно, в макулах (это скопление чувствительных волосковых клеток), и ампулярных гребней. В рецепторных клетках макул наблюдается набухание и просветление цитоплазмы. Отолитовая мембрана уменьшена в размере и тесно примыкает к нейроэпителию макулы. Следует отметить, что подобные изменения наблюдаются в основном в саккулюсе, отвечающем за равновесие, и ампулах утрикулюса.

Плавательный пузырь обеспечивает равновесное положение тела рыбы в воде. В норме пузырь рыб Данио-рерио состоит из двух оболочек. Наружная оболочка состоит из двух слоев коллагеновых волокон, разделенных прослойкой гладких мышечных волокон. Снаружи газовый пузырь покрыт тонкой серозной оболочкой. Газовый пузырь рыб полетной группы претерпел ряд структурных изменений: сжатие и закручивание всех оболочек в краниокаудальном направлении брюшной полости. Подобная гистологическая картина плавательного пузыря может свидетельствовать либо о нарушении поступления газов в этот орган, либо о функциональной адаптации рыб к среде с пониженной гравитацией (невесомость).

ОСОБЕННОСТИ РЕФЛЕКСА ПОВОРОТА У ХРЯЩЕПАЛЫХ ГЕККОНОВ В НЕВЕСОМОСТИ

В.И. Гулимова¹, gulimova@yandex.ru
В.М. Барабанов¹, Р.К. Бердиев², С.В. Савельев¹

¹Федеральное государственное бюджетное научное учреждение «Научно-исследовательский институт морфологии человека»

²Учебно-научный центр по реабилитации диких животных биологического факультета МГУ им. М.В. Ломоносова

Флотация в невесомости – состояние, сходное со свободным падением в наземных условиях. У некоторых видов бескрылых позвоночных выработалась рефлекторная реакция на свободное падение, позволяющая смягчить удар при приземлении – поворот тела (ПТ), когда животное при падении спиной вниз, переворачивается в воздухе для приземления на лапы. Впервые обнаруженный у кошек, ПТ описан также для кроликов и крыс, а из рептилий – у гекконов *Cosymbotus platyurus*. Целью нашей работы было проанализировать ПТ у хрящепалых гекконов *Chondrodactylus turneri* GRAY, 1864 в невесомости и выяснить, зависит ли эта реакция от зрительных стимулов.

По видеоматериалам описано поведение 15-и взрослых самок хрящепалых гекконов в 30-суточном орбитальном эксперименте на биоспутнике «БИОН-М1». Оценивали поведение животных при пробуждении во время пассивной флотации во сне. Учитывалось наличие или отсутствие ПТ, его направление и частота прикрепления к ближней поверхности при повороте к ней.

В большинстве случаев (155 из 188 пассивных флотаций, или 82,4%) гекконы, пробудившиеся в состоянии флотации, после вентрального выброса лап и принятия позы парашютиста совершали ПТ. При этом количество поворотов к ближней поверхности почти вдвое превышает число поворотов от неё (66,3 и 33,7% соответственно). Прикрепление к ближней поверхности сразу после ПТ наблюдалось менее чем в половине случаев (46,3%). ПТ выявлены на протяжении всего 30-дневного полета.

Полученные результаты позволяют заключить, что: 1 – ПТ имеет рефлекторную природу, поскольку совершается при выходе из пассивной флотации в большинстве

Секция 20

случаев; 2 – зрительные стимулы могут влиять на направление ПТ; 3 – поворот к ближней поверхности не способствует быстрому и успешному прикреплению к ней.

По-видимому, при пассивной флотации в невесомости вестибулярные стимулы вызывают у гекконов иллюзию неправильной ориентации тела в пространстве, стимулируя ПТ. Таким образом, впервые получены данные, указывающие на то, что ориентационные иллюзии, возникающие у людей в невесомости, возможны также и у животных.

ПЛОТНОСТЬ ВЕТВЛЕНИЯ ДЕНДРИТОВ КЛЕТОК ПУРКИНЬЕ В ПЕРЕДНЕМ И ЗАДНЕМ МОЗЖЕКЕ ХРЯЩЕПАЛЫХ ГЕККОНОВ ПОСЛЕ 30-ДНЕВНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

**А.Е. Прощина, proschina@mtu-net.ru
В.И. Гулимова, В.М. Барабанов, А.С. Харламова, С.В. Савельев**

Федеральное государственное бюджетное научное учреждение
«Научно-исследовательский институт морфологии человека»

В условиях невесомости происходят значительные сенсомоторные адаптации, связанные с нарушениями вестибулярных и проприорецептивных функций. Предполагается, что в их возникновении может играть роль мозжечок. Рептилии является удобной моделью для изучения влияния невесомости на мозжечок: афференты от вестибулярных ядер у рептилий приходят преимущественно в заднюю часть мозжечка, а от кожных рецепторов и проприорецепторов – в переднюю часть. Целью данного исследования явилась оценка влияния длительных космических полетов на плотность ветвления дендритов клеток Пуркинье в переднем и заднем мозжечке хрящепалых гекконов (*Chondrodactylus turnery* Gray, 1864).

Гекконы из экспериментальной группы полета (П) находились на борту биоспутника БИОН-М1 в течение 30 дней. Гекконы контрольной группы (К) содержались в лаборатории при условиях, аналогичных тем, в которых находились животные из группы полета. Нами было проведено морфометрическое исследование плотности дендритов в переднем и заднем мозжечке. Исследование проводилось на сагитальных срезах мозга гекконов с иммуногистохимической реакцией к нейрон-специфическому бета-III-тубулину.

В наших предыдущих исследованиях показано, что поведение хрящепалых гекконов в космическом полете мало отличается от обычного, благодаря их способности к прикреплению. Однако, у гекконов из П выявлено значимое увеличение количества клеток Пуркинье задней доли мозжечка с неспецифическими изменениями (хроматолиз, вакуолизация, гиперхроматоз). В передней доле мозжечка тоже обнаружены клетки Пуркинье с такими изменениями, но нам не удалось выявить значимого изменения их количества в П и К. Не обнаружено и различий в плотности дендритов в переднем и заднем мозжечке между двумя группами.

Мы предполагаем, что основным условием успешной адаптации гекконов к условиям невесомости является способность нервной системы компенсировать некорректную информацию, поступающую от вестибулярного анализатора, тактильными сигналами.

РЕПОПУЛЯЦИЯ ТУЧНЫХ КЛЕТОК В ОРГАНАХ ПИЩЕВАРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ МОНГОЛЬСКИХ ПЕСЧАНОК ПОСЛЕ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА И НАЗЕМНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ФИЗИОЛОГИЧЕСКИХ ЭФФЕКТОВ НЕВЕСОМОСТИ

**А.С. Бурцева,
Н.Т. Алексеева, Д.А. Атякшин**

burtseva-alex@rambler.ru

ФГБОУ ВО ВГМУ им. Н.Н. Бурденко Минздрава России

Исследована вовлеченность тучных клеток (ТК) органов желудочно-кишечного тракта в процессы адаптации к факторам космического полета, что ранее было обозначено на популяционных характеристиках ТК [1, 2]. В эксперименте на монгольских песчанках изучено состояние общей совокупности ТК желудка, тощей кишки и печени после воздействия факторов орбитального полета на КА «Фотон-М» №3 и моделирования физиологических эффектов невесомости с помощью антиортостатического вывешивания в течение 12 суток. Изучение ТК проведено при метахроматическом окрашивании толуидиновым синим и иммуногистохимической детекции с помощью кроличьих поликлональных антител рецептора фактора роста тучных и стволовых клеток с-Kit (CD117). Космический полет на КА «Фотон-М» №3 и моделирование физиологических эффектов невесомости вызывали однонаправленное изменение содержания ТК – уменьшение их количества, более выраженное в полетной группе. Возрастание численности CD117-позитивных ТК наблюдалось как в абсолютных числах, так и относительных единицах, что было особенно заметно на фоне снижения общего объема популяции. Таким образом, в ответ на уменьшение численности ТК под действием невесомости происходит стимуляция процессов репопуляции, что является важным компенсаторным механизмом адаптации органов пищеварительной системы к факторам орбитального полета.

Литература:

1. Атякшин Д.А. Популяционные характеристики слизистых тканевых базофилов тощей кишки монгольских песчанок после 12-суточного орбитального полета на космическом аппарате «ФОТОН-М3» / Д.А. Атякшин, Э.Г. Быков // Авиакосмическая и экологическая медицина. 2013. Т. 47. № 6. С. 17-24.
2. Атякшин Д.А. Состояние тучных клеток тощей кишки монгольских песчанок после космического полета / Д.А. Атякшин, Э.Г. Быков // Журнал анатомии и гистопатологии. 2014. Т. 3. № 3 (11). С. 15-27.

ЭКСПРЕССИЯ ТОЛЛ-ПОДОБНЫХ РЕЦЕПТОРОВ В ТУЧНЫХ КЛЕТКАХ ЖЕЛУДКА ЛАБОРАТОРНЫХ ЖИВОТНЫХ ПОСЛЕ ВЛИЯНИЯ МИКРОГРАВИТАЦИИ

Д.А. Атякшин

earth-mars38@yandex.ru

ФГБОУ ВО ВГМУ им. Н.Н. Бурденко Минздрава России
НИИ экспериментальной биологии и медицины

Тучные клетки (ТК) принимают активное участие в адаптации внутренних органов животных к условиям космического полета [1, 2]. Тесная связь толл-подобных рецепторов (TLR) с реактивностью иммунного ответа делает перспективным их изучение в исследованиях по космической биологии и медицине. В зависимости от локализации

Секция 20

в клетке TLR рецепторы подразделяются на 2 группы. На плазмалемме локализованы TLR1, TLR2, TLR4, TLR5, TLR6 и TLR11, ответственные за распознавание фрагментов клеточных стенок бактерий, липопротеинов и белков. На мембранах внутриклеточных органелл, в т.ч. ЭПС, эндосомах, лизосомах локализованы TLR3, TLR7, TLR8 и TLR9, способные идентифицировать бактериальные и вирусные нуклеиновые кислоты [3].

В выполненной работе с помощью иммуногистохимического окрашивания в соответствии со стандартными протоколами изучена экспрессия TLR4 и TLR9 рецепторов в тучных клетках (ТК) желудка монгольских песчанок и мышей C57BL/6N после 12-суточного и 30-суточного космических полетов соответственно. Для детекции TLR4 и TLR9 рецепторов использованы кроличьи поликлональные антитела Anti-TLR4 antibody (ab13867) и мышиные моноклональные антитела Anti-TLR9 antibody (ab134368) соответственно. В случае иммунодетекции TLR9 гомологичные мышиные иммуноглобулины блокировались при предварительной инкубации срезов с неконъюгированными Fab-фрагментами goat anti-mouse IgG (Jackson ImmunoResearch, #115-007-003). Уровень молекулярно-морфологической представленности TLR рецепторов в ТК животных, вернувшихся из орбитального полета, сравнивался как с группами соответствующих виварийных контролей, так и результатами синхронных экспериментов, проводящихся в наземных условиях для имитации влияния факторов космического полета.

Полученные результаты свидетельствуют о снижении экспрессии TLR рецепторов в ТК животных после космического полета, зависящей как от цитотопографии, так и продолжительности орбитального полета. В частности, в большей степени уменьшение содержания TLR рецепторов происходило на плазматической мембране по сравнению с внутриклеточной локализацией. Кроме того, более выраженный сдвиг экспрессии TLR-рецепторов отмечен у мышей C57BL/6N по сравнению с монгольскими песчанками. Таким образом, изучение состояния TLR в ТК позволяет изучать новые механизмы адаптации живым систем к условиям измененной гравитации.

Литература:

1. Атякшин Д.А. Морфофункциональное состояние тучных клеток органов желудочно-кишечного тракта монгольских песчанок после 12-суточного космического полета /Д.А. Атякшин, Э.Г. Быков // Журнал анатомии и гистопатологии. – 2015 - Т. 4. № 3 (15). - С. 21-22.
2. Атякшин Д.А. Популяционные характеристики слизистых тканевых базофилов тощей кишки монгольских песчанок после 12-суточного орбитального полета на космическом аппарате «Фотон-М3» / Д.А. Атякшин, Э.Г. Быков // Авиакосмическая и экологическая медицина. - 2013.- Т. 47. № 6. - С. 17-24.
3. Kawai T. TLR signaling. / T. Kawai, S. Akira / Cell Death Differ. - 2006. - Vol. 13, No 5. - P. 816–825.

СОСТОЯНИЕ ГЛИКОКОНЬЮГАТОВ ИНТЕГРАТИВНО-БУФЕРНОЙ МЕТАБОЛИЧЕСКОЙ СРЕДЫ ТОЩЕЙ КИШКИ МЫШЕЙ C57BL/6N ПОСЛЕ 30-СУТОЧНОГО ОРБИТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

В.В. Шишкина, Д.А. Атякшин
earth-mars38@yandex.ru

ФГБОУ ВО ВГМУ им. Н.Н. Бурденко Минздрава России

Изучение состояния соединительной ткани внутренних органов представляет собой актуальную проблему космической биологии и медицины. Выполненные эксперименты свидетельствуют о тесной вовлеченности интраорганной стромы в антигравитаци-

онную систему организма [1, 2, 3]. С помощью гистологических и иммуноморфологических методик изучено состояние внеклеточного матрикса соединительной ткани органов пищеварительной системы мышей C57BL/6N. Эксперимент на биоспутнике БИОН-М1 включал в себя группу 30-суточного космического полета (КП), группу реадaptации (7 суток после приземления) и две группы соответствующих виварийных контролей. Аналогично на 4 группах животных был проведен наземный эксперимент в макете полетной аппаратуры «БИОС-МЛЖ». Вместе с изучением волокнистого компонента внеклеточного матрикса соединительной ткани (коллагеновых, ретикулярных и эластических волокон) выполнена оценка содержания белков аморфной фазы внеклеточного матрикса (фибриллин-1, гликопротеин-2, гиалуронана, фибронектина, фибулина-1, витронектина, тенасцина С, матричных металлопротеиназ (ММП)-1, ММП-3, ММП-9, версикана, агрекана). КП вызывал адаптивное ремоделирование внеклеточного матрикса соединительной ткани пищеварительного тракта, которое проявлялось уменьшением эффективности фибриллогенеза, снижением активности ресинтеза компонентов межклеточного вещества, изменением соотношения гликоконъюгатов в интегративно-буферной метаболической среде, активизацией механизмов лизиса опорных структур. Важное значение имело снижение экспрессии белков внеклеточного матрикса, принимающих участие в формировании опорного каркаса гладких миоцитов. Послеполетная реадaptация в течение 7 суток не приводила к восстановлению исходного уровня гликоконъюгатов в межклеточном веществе. Наземные эксперименты по моделированию некоторых условий КП не сопровождалась описанными изменениями соединительной ткани.

Литература:

1. Атякшин Д.А. Ретикулярные волокна интерстиция органов пищеварительной системы монгольских песчанок после 12-суточного орбитального полета на КА «ФОТОН-МЗ» / Д.А. Атякшин Д.А., Э.Г. Быков Э.Г. // Журнал анатомии и гистопатологии. - 2013. - Т. 2. № 3 (7). - С. 14-20.
2. Атякшин Д.А. Коллагены и эластический компонент интерстиция органов пищеварительной системы монгольских песчанок после 12-суточного орбитального полета на борту космического аппарата «ФОТОН-МЗ» / Д.А. Атякшин, Э.Г. Быков // Морфология. - 2014. - Т. 145. № 3. - С. 22.
3. Состояние интерстиция печени монгольских песчанок после полета на космическом аппарате «ФОТОН-МЗ» / Д.А. Атякшин, Э.Г. Быков, Е.А. Ильин, А.Н. Пашков // Авиакосмическая и экологическая медицина. - 2010. - Т. 44. № 6. - С. 18-22.

ОБОГАЩЕННЫЕ ЦЕРАМИДОМ МЕМБРАННЫЕ ДОМЕНЫ В КАМБАЛОВИДНОЙ МЫШЦЕ КРЫС ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ЭФФЕКТОВ НЕВЕСОМОСТИ

В.А. Протопопов, М.Н. Шалагина, А.А. Яковлев, А.В. Секунов, И.Г. Брындина
i_bryndina@mail.ru

ФГБОУ ВО «Ижевская государственная медицинская академия»

В настоящее время большое внимание уделяется изучению механизмов мышечной атрофии, развивающейся в условиях невесомости. Одной из молекул, играющих ключевую роль во внутриклеточной сигнализации, является церамид. Однако роль церамида в развитии мышечных дисфункций в условиях невесомости остается практически не изученной.

Секция 20

Цель. Исследование влияния функциональной разгрузки на интенсивность экспрессии и мембранную локализацию церамида в *m. soleus* крыс.

Материалы и методы. На белых крысах-самцах проведены две серии экспериментов: 1) антиортостатическое вывешивание (АОВ) длительностью 4 дня; 2) 4-дневное АОВ на фоне введения ингибитора кислой сфингомиелиназы кломипрамина. Контроль – интактные крысы. После окончания воздействий проводили иммуногистохимическое исследование *m. soleus* на серийных срезах с использованием антител против церамида. Интенсивность флуоресцентного свечения оценивали при помощи компьютерной программы ImageProInsight 8.0.

Результаты. У контрольных крыс иммунореактивная метка церамида имела вид диффузного свечения в перинуклеарных областях и сети слабоокрашенных точечных кластеров малого размера на поверхности мембран мышечных волокон. АОВ приводило к значительному увеличению интенсивности иммунореактивного мечения, а также к изменению характера распределения церамида в сарколемме, где окрашенный продукт приобретал вид массивных сливающихся структур. В группе животных, подвергавшихся АОВ и получавших кломипрамин, интенсивность свечения церамида была менее выражена. Кроме того, наблюдалось уменьшение размеров саркоплазматических керамидных кластеров по сравнению с АОВ без применения препарата.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант №16-15-10220).

СОПОСТАВЛЕНИЕ МОРФО-ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ИЗМЕНЕНИЙ В МОТОНЕЙРОНАХ ПОЯСНИЧНОГО ОТДЕЛА СПИННОГО МОЗГА И В МЫШЦАХ РАЗНОГО ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ТИПА У КРЫС И МЫШЕЙ ПОСЛЕ ОПОРНОЙ РАЗГРУЗКИ

О.В.Тяпкина

anti-toxin@mail.ru

Казанский институт биохимии и биофизики КазНЦ РАН

В последнее время наблюдается повышенный интерес к изучению воздействия факторов космического полета на организм человека и животных, одним из наиболее негативных, рассматривается невесомость, пребывание в которой приводит к развитию гипогравитационного двигательного синдрома. Показано, что наиболее чувствительными к воздействию невесомости и гипокинезии являются «медленные» мышцы, такие, как *m. Soleus*, а механизмы, запускающие развитие синдрома могут возникать в мотонейронах, иннервирующих эти мышцы. Кроме того, исследований сопоставляющих изменения в мышцах и в нервной ткани, а также у мышей и крыс крайне недостаточно.

Целью настоящей работы явилось сопоставление морфо-функциональных преобразований в поясничном отделе спинного мозга и располагающихся в нем мотонейронах с изменениями в нервно-мышечных синапсах и в скелетных мышцах разного функционального типа у крыс и мышей после антиортостатического вывешивания (АОВ) задних конечностей (модель опорной разгрузки) разной продолжительности.

Эксперименты проводили на половозрелых самцах крыс линии Вистар и мышцах линии *c57black/6*. У животных под глубоким эфирным наркозом выделяли спинномозговую тяж и мышцы (*m. Soleus* и *m. EDL*) для морфометрических и иммуногистохимических и электрофизиологических исследований, результаты, которых представлены как средняя величина \pm ошибка, при уровне достоверности $p < 0,05$.

В ходе проведения экспериментов у крыс после «вывешивания» было выявлено уменьшение площадей поперечных срезов только поясничного отдела: к 7 суткам на

18%, к 14 – на 16%, к 35 – на 15%; снижение массы *m. Soleus*: к 7 суткам на 21%, к 14 – на 32%, к 35 – на 50%; и *m. EDL* только к 35 суткам на 50% на фоне снижения стационарного уровня потенциала покоя. У мышей после 30 суток АОВ уменьшался объем только поясничного утолщения, также как и у крыс, с уменьшением средних значений площадей, занимаемых белым веществом. При этом уменьшались тела мотонейронов среднего размера (иннервирующих преимущественно медленные мышцы) и уровень иммуноэкспрессии белков, участвующих в синаптической передаче (холинацетилтрансферазы, синаптофизина, PSD95). В тоже время у крыс было установлено уменьшение вызванной квантовой секреции ацетилхолина из двигательных нервных окончаний в «медленной» *m. Soleus*. А спонтанное квантовое и неквантовое освобождение было несколько увеличено в обеих мышцах.

Таким образом, антиортостатическое «вывешивание» приводит к морфологическим изменениям, как в мышечной, так и в нервной ткани крыс и мышей.

ОРГАНИЗАЦИЯ ЦИТОСКЕЛЕТА В СПЕРМАТОЗОИДАХ МЫШЕЙ ПОСЛЕ ДЛИТЕЛЬНОГО АНТИОРТОСТАТИЧЕСКОГО ВЫВЕШИВАНИЯ И ВОССТАНОВЛЕНИЯ

С.С. Локтев, М.А. Усик, О.И. Орлов, И.В. Огнева
iogneva@yandex.ru

ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем РАН

Целью данной работы являлась оценка содержания ряда цитоскелетных белков и мРНК кодирующих их генов в сперматозоидах мышей, находившихся в условиях антиортостатического вывешивания в течение 30 суток (группа 30HS, $n = 7$), последующего 12-часового восстановления (30HS+12h, $n = 7$) и соответствующей контрольной группы (группа С, $n = 7$).

Относительное содержание изоформ актина АСТВ, АСТГ и актин-связывающего белка АСТН1 оставалось на одном уровне во всех группах исследования в сперматозоидах. Содержание АСТН4 в группе 30HS+12h имело тенденцию к увеличению по сравнению с группой С на 13% ($p < 0,1$). Относительное содержание бета-тубулина в группе 30HS и в группе 30HS+12h было снижено на 19% и 22% ($p < 0,05$) соответственно.

Относительное содержание мРНК бета-актина оставалось на одном уровне в сперматозоидах во всех группах исследования. Относительное содержание мРНК гамма-актина в сперматозоидах группы 30HS не отличалось, а в группе 30HS+12h – возросло на 54% относительно группы С ($p < 0,05$). Содержание мРНК *Actn1* в сперматозоидах группы 30HS было выше на 47% ($p < 0,05$) относительно группы С, а группы 30HS+12h – на 52% ($p < 0,05$). Относительное содержание мРНК *Actn4* в сперматозоидах группы 30HS не отличалось от группы С. При этом в группе 30HS+12h оно было выше контрольного уровня на 89% ($p < 0,05$). Относительное содержание мРНК бета-тубулина (*Tubb2b*) было ниже контрольного уровня в сперматозоидах групп вывешивания и последующего восстановления: в группе 30HS – на 52%, 30HS+12h – на 48% ($p < 0,05$).

В то же время, относительное содержание мРНК сперматозоид-специфичных генов *Jarid1b* (экспрессируется в сперматогониях) групп 30HS, 30HS+12h было выше уровня контроля на 114% и 101% соответственно ($p < 0,05$); относительное содержание мРНК *Prrm1* (экспрессируется в сперматиде) в группе 30HS было ниже на 80% ($p < 0,05$), чем в группе С, восстанавливаясь до контрольного уровня через 12 часов реадaptации (группа 30HS+12h). Аналогично содержанию мРНК *Prrm1*, относительное содержание мРНК *Srasa3* (экспрессируется в зрелых сперматозоидах) было снижено после 30-су-

Секция 20

точного вывешивания (30HS) на 46% ($p < 0,05$) и через 12 часов реадaptации (30HS+12h) восстанавливалось до уровня контроля.

Полученные результаты свидетельствуют о том, что изменение ориентации организма в поле силы тяжести приводит к существенным изменениям в эффективности трансляции в сперматозоидах и меняет паттерн предшественников мужских половых клеток.

Работа поддержана программой фундаментальных исследований ГНЦ РФ – ИМБП РАН и программой президиума РАН «Молекулярная и клеточная биология».

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭФФЕКТОВ МИКРОГРАВИТАЦИИ ИНДУЦИРУЕТ АНГИОГЕННЫЙ ПОТЕНЦИАЛ МУЛЬТИПОТЕНТНЫХ МЕЗЕНХИМАЛЬНЫХ СТРОМАЛЬНЫХ КЛЕТОК ЧЕЛОВЕКА

М.И. Ездакова, А.Ю. Ратушный, О.В. Жидкова, Л.Б. Буравкова
ezdakova.mi@gmail.com

ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем РАН

Мультипотентные мезенхимальные стромальные клетки (МСК) имеют широкий спектр возможного применения в регенеративной медицине, в том числе за счет их способности продуцировать факторы роста и цитокины, регулирующие ангиогенез. В связи с тем, что МСК являются механочувствительными клетками, микрогравитация, как один из основных факторов космического полета, может оказывать влияние на их ангиогенный потенциал.

В экспериментах использовали МСК, выделенные из жировой ткани человека. Для моделирования эффектов микрогравитации использовали прибор Desktop RPM (Duchsprace, Нидерланды), время экспозиции 96 ч. Влияние кондиционированной среды (КС) от МСК на ненаправленную миграцию ЭК *in vitro* определяли в модели механического повреждения монослоя. Оценку ангиогенной активности КС *in vivo* проводили на хориоаллантаоисной оболочке (ХАО) эмбрионов японского перепела *Coturnix coturnix japonica*. Экспрессию ряда генов, связанных с ангиогенезом, исследовали методом ПЦР в реальном времени. Концентрацию цитокинов в КС определяли с помощью иммуноферментного анализа.

При моделировании эффектов микрогравитации, обнаружена тенденция к повышению экспрессии следующих генов, участвующих в сосудобразовании: *VEGF-A*, *-C*, *PDGF*, *FGF-2*, *IGF-1*, *GDF-10*. Анализ паракринного профиля МСК, после экспозиции на RPM выявил существенное увеличение концентрации VEGF и IL-8 относительно статического и динамического (шейкер) контролей. При этом достоверных различий в продукции MCP-1 и TGF- β обнаружено не было. КС от МСК после экспозиции на RPM стимулировала миграцию ЭК *in vitro* и увеличение количества сосудов в ХАО *in vivo* (достоверно в 1,2 раза), по сравнению со статическим и динамическим контролями.

Полученные результаты, указывают, на то что кратковременное моделирование эффектов микрогравитации приводит к увеличению ангиогенного потенциала МСК, как *in vitro*, так и *in vivo* по-видимому, обусловленное возрастанием концентрации секретируемых проангиогенных медиаторов.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 16-15-10407.

ЭКСПРЕССИЯ ГЕНОВ ПАРАКРИННЫХ МЕДИАТОРОВ МЕЗЕНХИМАЛЬНЫХ СТРОМАЛЬНЫХ КЛЕТОК НА РАННИХ ЭТАПАХ МОДЕЛИРОВАНИЯ ЭФФЕКТОВ МИКРОГРАВИТАЦИИ

Д.А. Якубец, А.Ю. Ратушный
lizard_96@mail.ru

ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем РАН

Мультипотентные мезенхимальные стромальные клетки (ММСК) являются одной из популяций стволовых клеток взрослого организма. ММСК способны к активной секреции паракринных медиаторов, поддерживая тканевой гомеостаз. На сегодняшний день известно, что данный тип клеток также способен изменять свое функциональное состояние под действием механических стимулов, в том числе при снижении гравитационного воздействия в условиях космического полета.

Для исследования эффектов микрогравитации в наземных условиях используют рандомизацию положения объекта относительно вектора гравитации (3D-клиностамирование). Цель данной работы заключалась в изучении экспрессии генов секретируемых факторов ММСК на начальных этапах моделирования эффектов микрогравитации.

В исследовании были использованы ММСК, выделенные из жировой ткани человека. Для моделирования эффектов микрогравитации использовали прибор «Desktop RPM» (Duchspare, Нидерланды). Время экспозиции на RPM – 6 ч, 24 ч и 48 ч. Вклад эффекта перемешивания среды оценивали при помощи экспозиции ММСК на шейкере.

Анализ полученных данных указывает на ряд изменений в работе исследуемых генов при экспозиции на RPM. Так, обнаружено разнонаправленная модификация экспрессии *IL-6* и *IL-8* при 24 часовой экспозиции, в то время как на других сроках значительных отличий от статического контроля не выявлено. Содержание мРНК ростовых факторов *IGF-1* и *MCP-1* увеличивалось только через 48 часов. Также обнаружена тенденция к постепенному увеличению экспрессии *FGF2*, *Angpt* и снижению *TGFβ*. Значительных изменений экспрессии *VEGF-α* и *HGF* в исследуемый временной период не обнаружено. При экспозиции ММСК на шейкере транскриптомные изменения относительно статического контроля были гораздо менее выражены, чем при экспозиции на RPM.

На основании полученных данных можно заключить, что уже на ранних этапах моделирования микрогравитации активируются механизмы, модулирующие секреторную активность ММСК.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 16-15-10407

Секция 20

ИССЛЕДОВАНИЕ ИЗМЕНЕНИЙ ПРОТЕОМНОГО ПРОФИЛЯ ПЛАЗМЫ И МОЧИ КОСМОНАВТОВ ПОСЛЕ ДЛИТЕЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

Бржозовский А.Г.¹, Кононихин А.С.^{1,2}, Индейкина М.И.^{3,4}, Попов И.А.^{2,4},
Пастушкова Л.Х.¹, Николаев Е.Н.^{3,4,5}, Ларина И.М.¹
agb.imbp@gmail.com

¹ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем РАН;

²Московский физико-технический институт;

³Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт биохимической физики им. Н.М. Эмануэля РАН;

⁴Институт энергетических проблем химической физики им. В.Л. Тальрозе;

⁵Сколковский институт науки и технологии

Исследование протеома жидкостных сред организма человека, в частности, мочи и крови, является одним из наиболее перспективных неинвазивных методов для поиска биомаркеров различных патологий. В данном исследовании оценивались протеомные изменения, отражающиеся в модификации профиля белков биологических жидкостей (кровь, моча), возникающих на борту космической станции, во время спуска и в период адаптации к земным условиям. Сбор образцов проводился за полгода до полета, а так же на 1 и 7 сутки после приземления. Для проведения протеомного анализа использовался метод пробоподготовки «в жидкости». Идентификация полученной пептидной смеси проводилась методом тандемной хромато-масс-спектрометрии (ЖХ-МСМС). Для полуколичественного анализа по методу label-free использовался программный пакет MaxQuant.

В результате было выявлено, увеличение уровня достоверно изменяющихся белков на первые сутки после приземления может быть связано с заключительным этапом полета (подготовкой к посадке - приемом водно-солевой добавки и перегрузками во время посадки спускаемого аппарата), а также быть следствием начавшегося процесса адаптации к земным условиям. В среднем значения белковых концентраций на +1 сутки после полета, сходны в различных образцах, это может говорить об общих изменениях, происходящих под влиянием факторов, воздействующих на организм на борту космической станции. Анализ протеомных изменений у одних и тех же людей, совершающих несколько космических полетов, выявляет изменения белковой композиции между полетами.

Исследование было поддержано грантом Российского научного фонда 14-24-00114.

ПРОТЕОМ ЭНДОТЕЛИАЛЬНЫХ КЛЕТОК В УСЛОВИЯХ МОДЕЛИРУЕМОЙ МИКРОГРАВИТАЦИИ

Д.Н. Каширина¹, А.С. Кононихин^{1,2}, И.М. Ларина¹, Л.Б. Буравкова¹
daryakudryavtseva@mail.ru

¹ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем РАН

²Московский физико-технический институт (Государственный университет)

Космический полет оказывает значительное влияние на функционирование сердечно-сосудистой системы человека. Эндотелий играет важнейшую роль в поддержании целостности и обеспечении функции кровеносных сосудов, поэтому изучение эффек-

тов микрогравитации на эндотелиальные клетки является важным аспектом в понимании происходящих изменений в сердечно-сосудистой системе.

С помощью лизис-буфера и универсальных нуклеаз от Pierce™ (Thermo scientific) были получены лизаты эндотелиальных клеток, культивируемых в течение 24 часов в статических условиях, либо в условиях микрогравитации, моделируемой с помощью RPM (random positioning machine). Затем после стандартной пробоподготовки был проведен хромато-масс-спектрометрический анализ на хроматографе Agilent, совмещенном с масс-спектрометром LTQ-FT. С помощью программы Mascot Daemon в группе статического контроля было идентифицировано 743 белка, а в группе RPM - 911 белков. С помощью веб-ресурса Panther выявлено, что среди белков протеома эндотелиальных клеток после воздействия RPM заметно возрастает количество белков, участвующих в убиквитин-протеасомном пути. Среди биологических процессов с высокой достоверностью представлен процесс межклеточная адгезия.

Также был проведен полуколичественный анализ содержания белков в смеси лизата с помощью программ MaxQuant и Perseus. Всего полуколичественно удалось оценить 113 белков. С помощью t-теста ($p < 0,05$) было выявлено достоверное увеличение интенсивности пиков серпина H1, компонента комплемента 1 Q субкомпонент-связывающего белка, миристоилированного аланин-богатого С-киназного субстрата, переходной АТФазы эндоплазматического ретикулума, 78 кДа глюкозо-регулируемого белка, альфа актинина 1 и филамина А и снижение интенсивности пиков кофилина-1 и цитоскелетного кератина типа II. Эти результаты могут пролить свет на молекулярные механизмы, способствующие нарушению функционирования эндотелия, наблюдаемые во время и после космических полетов.

Работа поддержана грантом РФФИ № 16-1510407.

Секция 21



КОСМИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ И РОБОТОТЕХНИКА

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАЛИЧИЯ ЗОНЫ НЕЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ В ИЗМЕРИТЕЛЬНОМ КАНАЛЕ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А. А. Волынцев, П. А. Илюшин, И. Е. Шустов
01@niipm.ru

ФГУП «ЦЭНКИ» филиал «НИИ ПМ имени акад. В.И. Кузнецова»

В докладе приводится анализ результатов испытаний измерительного канала (далее ИК) гироскопического измерителя вектора угловой скорости типа КИНДЗ4-020 (далее прибор), предназначенного для работы в системе управления ориентацией и стабилизации космических аппаратов различного назначения с малой динамикой углового движения (спутники связи, аппараты дистанционного зондирования Земли, научные спутники), в части исследования наличия в нем зоны нечувствительности. Прибор разработан и изготавливается в Научно-исследовательском институте прикладной механики имени академика В.И. Кузнецова. Прибор построен на базе четырех независимых измерительных каналов. В качестве чувствительного элемента используется поплавковый гироскоп с магнитным центрированием поплавка и газодинамической опорой ротора.

Актуальность проведения работ была обусловлена случаями обнаружения нетипичного поведения выходной информации ИК, выражающегося в её визуальной асимметрии относительно собственного нуля. Данная аномалия наблюдалась как при наземной отработке приборов, так и в ходе их эксплуатации в составе изделия и была способна привести к автоматической забраковке работоспособного и исправного ИК прибора бортовой системой управления КА по причине несовершенства алгоритмов последней.

По работе был проведен цикл испытаний ИК прибора, в ходе которых установлено отсутствие зоны нечувствительности, превышающей экспериментальные и методические погрешности, подтверждён линейный характер зависимости измеренной угловой скорости от входной.

В качестве причин возникновения наблюдаемой аномалии установлено снижение шумовой составляющей выходной информации ИК при значениях входных скоростей, близких к нулю. На основании полученных результатов даны предложения по изменению алгоритмов анализа работоспособности прибора бортовой системой управления КА.

СХЕМЫ АДАПТИВНЫХ СУБОПТИМАЛЬНЫХ ФИЛЬТРОВ КАЛМАНА В ЗАДАЧАХ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ БИНС

В.И. Мкртчян

bel_val17@mail.ru

ООО «Текнол»

Для оценки погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) широко используется фильтр Калмана. Оценка вектора состояния будет оптимальной, при условии точного знания модели системы и априорной информации. Эти условия трудновыполнимы на практике, поэтому, прибегают к использованию редуцированных (субоптимальных) фильтров, построенных по упрощенным моделям. В работе рассматриваются причины, по которым такой подход дает положительный эффект, более весомый, чем потеря точности из-за упрощения. Особое внимание уделяется разработке многоструктурной схемы, представляющей набор субоптимальных фильтров Калмана, ориентированных на оценивание ограниченного набора компонент вектора состояния. Качество оценивания рассматривается на фоне существующих схем редуцированных фильтров. В связи с использованием в качестве измерений ошибок БИНС по отношению к сигналам спутниковой навигационной системы, рассматривается проблема адаптации фильтров к нестабильному измерительному шуму.

О НАБЛЮДАЕМОСТИ ОРИЕНТАЦИИ ПРИБОРНОГО ТРЁХГРАННИКА ПО СКОРОСТНОЙ И ПОЗИЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

Ю.Г. Егоров

МГТУ им Н.Э. Баумана

М.Н. Сильчук, С.В. Смирнов

АО «ЦНИИАГ

mn.silchuk@gmail.com

В работе с общих позиций рассмотрена задача анализа наблюдаемости ориентации приборного трёхгранника бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) по скоростной и позиционной информации, полученной от спутниковой навигационной системы (СНС). Введены критерии и получены условия наблюдаемости ошибок ориентации приборного трёхгранника по скоростным и позиционным определениям СНС в зависимости от траектории движения летательного аппарата.

НАЗЕМНЫЙ ОТНОСИТЕЛЬНЫЙ ГРАВИМЕТР НА ОСНОВЕ АКСЕЛЕРОМЕТРА ТИПА Q-FLEX

А.В. Быковский

bykovsky_a@mail.ru

А.В. Полинков

polynkov@bmstu.ru

МГТУ им Н.Э. Баумана

Относительный гравиметр ГрАН-1 предназначен для измерения приращения ускорения силы тяжести на поверхности Земли вдоль направления, определяемого азимутальным углом на активном участке полета баллистической ракеты. Гравиметр используется в составе подвижного наземного геодезического комплекса, выполненного на базе автомобиля КамАЗ. Измерения проводятся в течение 1 минуты при

Секция 21

установке гравиметра на поверхность земли. Особенностью эксплуатации является наличие высокочастотных вибраций и ударов до 3g при движении автомобиля между контрольными точками измерений.

Гравиметр ГрАН-1 разработан на базе навигационного кварцевого акселерометра ВА-2 типа Q-flex, помещенного в трехконтурный термостат с погрешностью термостабилизации не более 0.002 °С. Первоначально для автоматизированной выставки измерительной оси гравиметра по вертикали использовался двухосный карданов подвес с пятифазными шаговыми двигателями, управляемыми по сигналам микромеханических акселерометров. Многофазные шаговые двигатели позволяют обеспечить в микрошаговом режиме управления точность позиционирования лучше 0.2 угловых секунд.

При полевых испытаниях гравиметра ГрАН-1 значение СКО погрешности измерений составило 0.1 мГал в течение 5 часов работы. Полученный результат совпадает с погрешностями высокоточного канадского гравиметра Scintrex CG-5 Autograv, участвовавшего в испытаниях одновременно и в тех же условиях.

Особенности эксплуатации потребовали внесения изменений в конструкцию существующего гравиметра. В первую очередь предложено заменить многофазные шаговые двигатели управления пьезоэлектрическими, типа «Piezo LEGS® rotary motors». Преимущества такой замены следующие:

- пьезоэлектрические двигатели имеют существенно меньшее энергопотребление, чем шаговые, а, следовательно, снизится тепловыделение в наружном кожухе термостата гравиметра;
- в пьезоэлектрических двигателях отсутствует неконтролируемый поворот вала двигателя, что позволит выполнить с высокой точностью предстартовую калибровку масштабного коэффициента гравиметра и смещений нулей микромеханических акселерометров методом наклона гравиметра;
- в пьезоэлектрическом двигателе при отсутствии сигналов управления осуществляется самоторможение двигателя, что вызывает арретирование рам подвеса гравиметра. Тем самым исключаются удары гравиметра о рамы карданового подвеса при качке автомобиля, приводящие к смещению нулевого сигнала прибора.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ МОДЕРНИЗАЦИИ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ НА ПОПЛАВКОВОМ ЧУВСТВИТЕЛЬНОМ ЭЛЕМЕНТЕ

**А. А. Волынцев, О. А. Корябкина, И. Е. Шустов, М. В. Якушова
01@niipm.ru**

ФГУП «ЦЭНКИ» филиал «НИИ ПМ имени акад. В.И. Кузнецова»

В настоящем докладе изложены фактически достигнутые результаты модернизации гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС) типа КИНД34-020 (далее прибор) космического применения, а так же проведен анализ наиболее перспективных направлений дальнейших работ с прибором в части его модернизации для более полного удовлетворения современных потребностей отечественной космонавтики.

Прибор КИНД34-020 разработан для работы в системе управления ориентацией и стабилизации космических аппаратов различного назначения с малой динамикой углового движения (спутники связи, аппараты дистанционного зондирования Зем-

ли, научные спутники). Последние работы по его модернизации были проведены для обеспечения возможности его применения на более маневренных КА, для чего был увеличен примерно в 4 раза диапазон измерения входной угловой скорости (до значения $1,6^\circ/\text{с}$), но сохранены габариты, масса, а так же такие ключевые характеристики, как величина цены импульса выходной информации (0,030-0,045 угл.с/имп) и стабильность нулевого сигнала (случайная составляющая (2,7 СКО) отклонений нулевого сигнала, не зависящего от перегрузки, в непрерывном запуске до 24ч (не более 0,003 угл.с/с).

Приведенные варианты последующей модернизации прибора опираются на результаты лабораторных испытаний макетов и приборов-аналогов и направлены на повышение стойкости прибора к внешним воздействующим факторам, применение современных схмотехнических решений при информационном обмене, построении тепловой системы прибора и обратной связи измерительных каналов, упрощение алгоритмов функционирования прибора. Варианты модернизации носят вариативный характер, могут быть внедрены как комплексно, так и по отдельности в зависимости от необходимости улучшения тех или иных систем прибора.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ ПРИМЕНЕНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ОПОР В ГИРОПРИБОРОСТРОЕНИИ

В.П. Подчерзцев, А.А. Фролов
podch@list.ru, andy992@bk.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В работе проведен обзор основных характеристик газодинамических опор (ГДО) гироскопических приборов. При запуске гиromотора на ГДО при определенной скорости вращения возникают газодинамические силы, обеспечивающие «всплытие» подвижной части опоры образуя газовый зазор между подвижной и неподвижной частями опоры. Применение ГДО приводит к существенному снижению уровня собственных вибраций по сравнению с опорами контактного типа и соответствующему повышению точностных параметров гироскопов. Кроме того, отсутствие непосредственного контакта между рабочими поверхностями опоры резко повышает ресурс работы прибора, что позволяет использовать его в системах ориентации космических аппаратов с большим сроком активного существования.

Рассматривается современное состояние разработки и применения ГДО в гироскопостроении и особенности использования ГДО в двух- и трехстепенных гироскопах, в том числе, в динамически настраиваемых гироскопах.

Дан анализ существующих технологических процессов изготовления ГДО. Рассмотрено влияние финишных операций изготовления рабочих поверхностей, где в процессе доводки в каверны износостойкого покрытия может попадать связующее вещество доводочных паст. При промывке данное вещество может удаляться не полностью, в силу сложной конфигурации каверн в покрытии. В процессе эксплуатации выделение остатков доводочных паст в рабочий зазор ГДО может приводить к смещению центра масс подвижной части и систематическому дрейфу гироскопа, а также вибрации конструкции и повышению момента трения, вплоть до потери несущей способности опоры.

Представлен обзор особенностей процессов нанесения на рабочие поверхности износостойких покрытий из нитрида титана и алмазоподобного углерода и их сочетаний, в котором также рассматривается влияния профилирующих канавок на полусфере-рах ГДО на осевую несущую способность и устойчивость вращения ротора.

Секция 21

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО СТАБИЛИЗАТОРА КОМПЛЕКСА ОПТИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ

В.В. Фатеев, А.В. Кулешов, А.В. Полынков

МГТУ им. Н.Э. Баумана

polynkov@bmstu.ru

А.А. Задорожная, В.В. Комиссаров

ОАО «ЦНИИ «Циклон»

В докладе рассматриваются результаты разработки двухосного гироскопического стабилизатора комплекса оптических приборов для применения на различных летательных аппаратах - вертолетах, самолетах, беспилотных летательных аппаратах.

Такое применение определяет структуру построения гиросtabilизатора. Для снижения аэродинамической нагрузки установленная в консольном кардановом подвесе платформа гиросtabilизатора с расположенными на ней оптическими приборами и гироскопическими датчиками выполнена в виде сферы с оптически прозрачными элементами для каждого оптического прибора. Тем не менее, приводы по каждой из осей стабилизации должны развивать достаточно большой максимальный момент, измеряемый единицами Нм, а разработка системы управления такими приводами требует особого внимания. Применение цифровых контуров в системе стабилизации позволяет облегчить применение различных алгоритмов для повышения точности и качества регулирования гиросtabilизатора. В частности в каждый канал системы стабилизации введен изодромный регулятор, изменяемая жесткость обратной связи, система управления бесконтактным моментным двигателем с возбуждением от постоянных магнитов и с преобразователем напряжение-ток в ШИМ усилителе мощности. Все это позволило получить при скоростях полета до 250 км/ч среднеквадратичную погрешность стабилизации по каждому каналу, не превышающую от 3 до 5 угл. сек.

Основное внимание в докладе уделено особенностям организации системы управления бесконтактным моментным двигателем с возбуждением от постоянных магнитов и повышению с их помощью точности гиросtabilизатора.

Как известно, схемы питания бесконтактных моментных двигателей формируют фазные напряжения как некоторые функции от относительного угла поворота ротора двигателя, что обеспечивает сохранение величины момента двигателя вне зависимости от угла поворота его ротора. Наибольшие величины момента двигателя достигаются при создании токами его обмоток вектора магнитной индукции перпендикулярного вектору магнитной индукции поля постоянных магнитов. При вариациях угла между указанными векторами вследствие вращения ротора двигателя относительно статора возникают пульсации момента двигателя. При этом принципиально важным в схеме питания такого двигателя является обеспечение достаточно точного согласования углового положения обмоток двигателя и нулевого положения датчика угла, определяющего угол поворота ротора двигателя относительно статора.

В докладе рассмотрены три варианта управления бесконтактным моментным двигателем:

- независимое управление напряжением в фазах без контроля тока фаз,
- управление напряжением в фазах со стабилизацией тока в каждой фазе,
- управление напряжением в фазах двигателя с расчетом требуемого значения тока в каждой фазе для поддержания стабильного момента.

Приведены результаты реализации указанных вариантов управления двигателем в макете одноосного индикаторного гиросtabilизатора с моментным двигателем ДБ-001М. В качестве чувствительного элемента в макете использован волоконно-оптический гироскоп ВГ 103ПТ. В качестве датчика угла использован 18-разрядный циф-

ровой датчик DS-58-20. Проведен сравнительный анализ достижимого уровня точности гиросtabilизатора для каждого из вариантов управления двигателем. Показано, что использование преобразователя напряжение-ток в ШИМ усилителе мощности с обратной связью по току в каждой обмотке двигателя снижает влияние постоянной времени двигателя на устойчивость гиросtabilизатора, что позволяет увеличить коэффициент обратной связи в контуре стабилизации и, соответственно, повысить точность гиросtabilизатора.

РАЗРАБОТКА ПРИЕМНИКА АКУСТИЧЕСКОГО СИГНАЛА СИСТЕМЫ АЗИМУТАЛЬНОЙ КОРРЕКЦИИ ИНКЛИНОМЕТРА

С.Ф. Коновалов, А.Г. Сидоров, Д.В. Майоров, П.Г. Русанов, В.Е. Чулков
vitaliy.chulkov@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Для точного определения местоположения буровой компоновки при бурении скважин предлагается использовать способ азимутальной акустической коррекции инклинометра [1,2]. С помощью компенсационных кварцевых акселерометров, входящих в состав инклинометра в период прерывания бурения производится измерение уровня вибрационного ускорения, проходящего от излучателей, расположенных на равном удалении от устья скважины и от проектного положения плоскости бурения. По затуханию акустических сигналов на пути от источников вибрации к инклинометру определяется отклонение буровой компоновки от проектного положения плоскости бурения. Для обработки регистрируемого акселерометрами акустического сигнала и дальнейшей передачи этого сигнала из забоя на буровую платформу рассмотрены несколько вариантов электронных схем. Первый вариант предусматривал съем и передачу аналогового сигнала на буровую платформу; во втором предусматривается съем и преобразование аналогового сигнала в цифровой и передача цифрового сигнала на буровую платформу.

Аналоговому варианту передачи сигнала, имеющему такие преимущества как простая электрическая схема блока съема, относительно простая передача аналогового сигнала по каротажному кабелю, присущи и некоторые недостатки. При передаче аналогового сигнала на платформу становится затруднительной перестройка и управление полосовыми фильтрами, расположенными в забое. Кроме того, в длинной линии связи возникнут помехи, уровень которых на линии 5-8 км может в 10-100 раз превышать полезный сигнал.

В качестве альтернативы был рассмотрен также цифровой канал связи, который с помощью цифрового управления полосовыми фильтрами акселерометров позволяет без затруднений переключать каналы съема, а также позволит исключить помехи при передаче данных по каротажному кабелю на платформу. Однако данный вариант требует специальных способов передачи цифрового сигнала по каротажному кабелю, разработки и отладки высоконадежного программного обеспечения для бесбойной работы микропроцессора в инклинометре скважины, что в совокупности является длительным процессом. В этой связи за основу был выбран способ передачи аналогового сигнала из забоя на платформу.

В состав схемы входят инструментальный усилитель и два фильтра Саллен-Ки. Фильтр Саллен-Ки первого порядка реализует фильтр высоких частот с частотой среза 5-7 Гц, фильтр Саллен-Ки третьего порядка реализует фильтр низких частот с частотой среза 25-30 Гц. Для передачи сигнала по каротажному кабелю в схему включен усилитель с переменным коэффициентом усиления и усилитель мощности. Указан-

Секция 21

ная схема позволяет производить регистрацию и первичную обработку сигнала об акустических посылках от источника акустического излучения и передавать данные для финальной обработки на буровую платформу.

Библиографический список:

1. Коновалов С.Ф. Способ азимутальной акустической коррекции инклинометра: пат. 2619563 Российская Федерация. 2017. Бюл. № 23. 3 с.
2. Коновалов, С.Ф. [и др.] Система азимутальной акустической коррекции инклинометра // XXII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. - СПб: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2015. - С. 363-367.

КОМПЕНСАЦИЯ ВЛИЯНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ НА ТОЧНОСТЬ ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА

В.Н. Енин
И.В. Санеев

enin@bmstu.ru,
saneev@mail.ru

МГТУ им. Н.Э.Баумана

Гироскоп в условиях эксплуатации подвержен резкому изменению температуры ($t^{\circ}\text{C}$) в широком диапазоне: самолет в ангаре $+20^{\circ}\text{C}$, предполетная подготовка на солнце $+50^{\circ}\text{C}$, взлетел на 12000 м - минус 60°C . Это приводит к необходимости учитывать при компенсации влияния $t^{\circ}\text{C}$ на дрейф выходного сигнала гироскопа не только значение $t^{\circ}\text{C}$, но и скорость её нарастания, что при производстве лазерных гироскопов (ЛГ) реализуют не всегда. В работах зарубежных и российских авторов, посвященных данной теме, модель влияния $t^{\circ}\text{C}$ строится на нескольких датчиках $t^{\circ}\text{C}$, наклеенных на кольцевой лазер и его основание, имеет вид суммы полиномов от $t^{\circ}\text{C}$ до третьей степени, но остается стационарной, не учитывает динамику. Для того, чтобы снизить влияние немалых шумов выходного сигнала ЛГ некоторые авторы применяют 15-мин осреднения выходного сигнала и очень медленно меняют температуру в термокамере от 0.05 до $0.2^{\circ}/\text{мин}$, что много медленнее, чем в реальных условиях эксплуатации БИНС.

Исследуемый в данной работе лазерный гироскоп ЛГК-180 имеет время прогрева 25 минут. Для этого прибора 15-мин осреднение неприемлемо, также как и для учета реальной динамики изменения $t^{\circ}\text{C}$. Для борьбы с шумами на выходе ЛГ и датчиков $t^{\circ}\text{C}$ использован метод скользящего регрессионного сглаживания зашумленных массивов, что позволило повысить скорость изменения $t^{\circ}\text{C}$ в термокамере до $2^{\circ}/\text{мин}$, использовать массивы с 1-сек осреднением и включить в модель влияния $t^{\circ}\text{C}$ не только значение $t^{\circ}\text{C}$ и их градиентов в виде полиномов 3-й степени, но и значение их производных по времени.

В модель влияния добавлена также разность токов накачки плеч лазера и амплитуда подставки, что повысило точность аппроксимации модели, поскольку токи накачки и амплитуда в погрешность прибора вносят независимые составляющие дрейфа.

Общее количество слагаемых в модели влияния при трёх термодатчиках достигло 17-ти. После исключения слагаемых с коэффициентом корреляции с дрейфом меньше 0.1 их осталось 11. В термокамере прибор подвергался неоднократному изменению температуры от -60°C до $+60^{\circ}\text{C}$, за 8 часов накапливалось около 30 тыс. точек в каждом массиве.

В результате достигнута точность аппроксимации экспериментальных данных при резком изменении температуры не хуже $1\sigma=0,0065^{\circ}/\text{час}$ для прибора с периметром кольцевого лазера 18 см.

СНИЖЕНИЕ ВЛИЯНИЯ КОЭРЦИТИВНОЙ СИЛЫ МАГНИТНОГО ЭКРАНА НА ТОЧНОСТЬ МАГНИТООПТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА**В.И. Санеев****saneevv@mail.ru**

МГТУ им. Н.Э.Баумана

Зеемановские магнитооптические лазерные гироскопы (ЛГ) имеют преимущества перед гироскопами с вибрационной подставкой - они жестче, легче и не создают вибраций в составе БИНС. Однако, по точности они заметно уступают им, в отличие от зарубежных аналогов. Одна из причин – высокая чувствительность к магнитному полю остаточной коэрцитивной силы внутренней поверхности магнитного экрана БИНС.

Исследован способ перманентного размагничивания - «оживления» экрана. Для минимизации шума в сигнале ЛГ от токов «оживления» разработана математическая модель магнитного поля в экране и вне его с учетом основных особенностей гистерезиса и формирования остаточной индукции, представляя экран в виде конечной совокупности магнитных доменов. Из условия достижения уровня шумов от токов «оживления» в выходном сигнале кольцевого лазера не более шума в фотодиодах интерферометра определено место размещения в экране и способ взаимного расположения оживляющих проводников, форма и частотный спектр импульсов тока.

С целью дальнейшего снижения чувствительности ЛГ к магнитному полю исследован способ значительного уменьшения требуемой амплитуды подставки. Опираясь на разработанный автором метод численного решения уравнения разности фаз встречных волн в ЛГ, исследованы погрешности стабилизации амплитуды прямоугольной (точнее, трапециевидной) подставки с детерминированным ошумлением (ДО) динамической зоны захвата в условиях вибраций и переменной температуры. Для достижения существенно меньших погрешностей стабилизации амплитуды предложено использовать гармоническую частотную подставку с ДО. Выполнено моделирование различных способов исключения нелинейности зависимости частоты расщепления встречных волн от тока управления подставкой. Выбран способ с минимальными требованиями к процессору. В способе ДО определена величина минимальной девиации амплитуды, разработана схема, обеспечивающая требуемую точность её отработки, и способ коррекции её величины по значению измеряемой угловой скорости.

Эта совокупность мер требует минимальных затрат на разработку и реализацию, позволяет перевести ЛГ на гармоническую частотную подставку с меньшим периодом, повысить её стабильность, снизить амплитуду и, тем самым, обеспечить возможность для дальнейшего снижения чувствительности резонатора кольцевого лазера к магнитному полю и, прежде всего, к полю от нестабильной остаточной коэрцитивной силы.

Секция 21

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТРИАДЫ КОМПЕНСАЦИОННЫХ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ С ОБЩЕЙ МАГНИТНОЙ СИСТЕМОЙ

С.Ф. Коновалов, А.В. Полынков, Ю.А. Пономарев, В.Е. Чулков
quayside@mail.ru

МГТУ им. Н.Э.Баумана

Приводятся описания конструкций триад акселерометров с общими магнитными системами. Триада по первому варианту построена на поплавковых маятниковых приборах с рамочными магнитоэлектрическими моментными датчиками, а по второму – на приборах с кварцевыми маятниками и плунжерными моментными датчиками (типа «Q-flex»). Даны результаты экспериментальных исследований макетных образцов триад акселерометров, включающих в себя имитацию размагничивания общего магнита акселерометров, температурные испытания приборов в температурном диапазоне $-55^{\circ}\text{C} \dots +60^{\circ}\text{C}$ и определение «кривых остаточного тока» приборов.

Показано, что в триаде с приборами типа «Q-flex» в основном обеспечивается согласованность изменений масштабных коэффициентов акселерометров по трем каналам, что позволяет исключить из ошибок измерения ускорений основную часть составляющих, связанных с температурной и временной нестабильностью коэффициентов передачи моментных датчиков приборов. Приводятся результаты моделирования магнитных полей в магнитопроводах триад, показано наличие в них участков с магнитным насыщением, не позволяющих полностью устранить рассогласования масштабных коэффициентов по каналам триады. Даются рекомендации по доработке триады.

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО ДЕМПФИРОВАНИЯ ВЫНУЖДЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ ГИРОСИСТЕМЫ ЖИДКОСТНЫМ ДЕМПФЕРОМ С УПРУГИМИ РАДИАЛЬНО РАСПОЛОЖЕННЫМИ РЕБРАМИ

С.А.Черников, Сюэ Юнцзя
xueyongjia88@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проблема эффективного демпфирования вынужденных колебаний гиросистемы в гиросистемостроении занимает одно из центральных мест. Динамическое демпфирование вынужденных колебаний гиросистемы жидкостным демпфером (демпфером с жидкостным маховиком) имеет несколько потенциальных преимуществ перед другими системами динамического демпфирования. При этом, введение упругой связи между присоединенным маховиком и объектом демпфирования существенно повышает эффективность демпфирования. В связи с этим в качестве упругой связи в полость встроены упругие радиальные ребра (пластины). Исследование данных демпферов преимущественно ведется экспериментальными методами, на основе которых разрабатываются различные полуаналитические модели, и методами, основанными на численном решении приближенных уравнений гидродинамики.

В данной работе рассмотрено численное моделирование вынужденных колебаний гиросистемы с полостью, полностью заполненной несжимаемой жидкостью. Модели-

рование осуществляется в пакете OpenFOAM с помощью метода контрольного объема и подвижных сеток. При этом полость имеет форму кругового цилиндра, в который встроены упругие радиальные ребра. Рассмотрены уравнения движения гиросистемы и уравнения движения жидкости в полости, а также уравнения, описывающие упругие изгибные деформации ребра под действием гидродинамической нагрузки. Построена расчетная схема для сопряженной задачи FSI о взаимодействии подвижных упругих ребер с течением рабочей жидкости. Разработан класс в пакете OpenFOAM для реализации движения сетки. Приведены результаты расчета: угол поворота гиросистемы от времени и гидродинамический момент на гиросистему в установившемся режиме. Проведен сравнительный анализ влияния ребра и вязкости жидкости на эффективность жидкостного демпфера. Исследовано влияние плотности жидкости на эффективность демпфирования.

Результаты моделирования показали, что при оптимальных параметрах демпфер с упругими ребрами гораздо эффективнее демпфера с жесткими ребрами. Кроме этого, эффективность демпфера с упругими ребрами также зависит от отношения моментов инерции жидкостного маховика и объекта - чем больше отношение моментов инерции, тем эффективнее демпфер.

КОМПЕНСАЦИЯ ПЕРЕКРЕСТНОЙ ПОГРЕШНОСТИ ДАТЧИКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ НА БАЗЕ ДИНАМИЧЕСКИ НАСТРАИВАЕМОГО ГИРОСКОПА

В.П. Подчерзцев, В.В. Фатеев

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В.А. Попов, Д.В. Попов, А.В. Туков

ПАО АНПП «Темп-Авиа»

podch@list.ru, pao@temp-avia.ru

Динамически настраиваемый гироскоп (ДНГ), применяемый в системах гироскопической стабилизации, обычно работает в режиме свободного гироскопа, что обеспечивает для него достаточно комфортные условия т.к. минимизирует непосредственно воздействующие на гироскоп эксплуатационные факторы, определяемые динамикой движения объекта. Системы стабилизации на ДНГ в силу этой особенности обладают высокими точностными характеристиками и, в частности, в них практически отсутствует проблема перекрестной чувствительности, т.е. взаимовлияния измерительных каналов друг на друга.

В настоящее время ДНГ широко используются в качестве датчика угловой скорости (ДУС) систем ориентации и бесплатформенных инерциальных навигационных систем, что резко изменяет условия работы гироскопа, т.к. он при этом подвержен всему спектру динамических нагрузок, воздействующих на сам объект, где установлен гироскоп. Особенности схемотехники ДНГ в этих условиях приводят к взаимовлиянию измерительных каналов, обусловленному как динамическими характеристиками гироскопа, так и конструкторско-технологическими факторами, что отрицательно сказывается на возможности расширения области применения этих приборов.

В данной работе представлены некоторые практические результаты исследования возможности компенсации взаимовлияния каналов для ДНГ в режиме ДУС. Определены основные источники перекрестной чувствительности гироскопа и предложены методы снижения этой чувствительности основанные на изменении параметров контура обратной связи или выбора передаточной функции обеспечивающей формирование выхода ДУС-ДНГ на основе комбинации исходных выходных сигналов.

Секция 21

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ГАЗОВОЙ СРЕДЫ В ДИНАМИЧЕСКИ НАСТРАИВАЕМОМ ГИРОСКОПЕ НА ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ ОПОРЕ

В.П. Подчерзцев
К.В. Смолян

podch@list.ru,
korney.smolyan@gmail.com

МГТУ им. Н.Э Баумана

В работе представлены результаты исследований по выбору оптимального давления и состава газовой среды в динамически настраиваемых гироскопах (ДНГ), ротор и привод которых вращаются на газодинамической опоре (ГДО). Как известно, газовое заполнение внутреннего объема ДНГ негативно отражается на точностных характеристиках гироскопа, поэтому типичные для большинства ДНГ величины давления не превышают 0.004 МПа, что неприемлемо для ГДО, устойчивая работа которых возможна при давлениях не менее 0.1 МПа.

Совмещение в единой конструкции таких противоречивых, по предъявляемым к газовой среде требованиям, элементов несомненно представляет определенные сложности, но и сулит возможности многократного увеличения ресурса работы гироскопа благодаря применению этой бесконтактной опоры. Помимо повышения ресурса работы до 150000 часов и более, ГДО позволит резко снизить уровень собственной вибрации и шумов в выходном сигнале, а также обеспечить более высокую точность положения оси вращения ротора ДНГ и снизить влияние внешних динамических воздействий благодаря демпфирующим свойствам газовой смазки. Слабая зависимость вязкости газов от температуры гарантирует устойчивую работу ГДО в широком температурном диапазоне.

В работе приведены результаты экспериментальных исследований ДНГ на ГДО при вариации давления и состава газовой среды, дан анализ полученных результатов и выработаны рекомендации по выбору оптимальных параметров газовой среды.

Работа может представлять интерес для инженеров-разработчиков в области гироскопостроения, а также для студентов старших курсов соответствующей специализации.



**РАКЕТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ И
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЕ
СИСТЕМЫ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ,
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА,
ЛЁТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ, ЭКСПЛУАТАЦИЯ**

Пленарное заседание секции

**СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ
ПОСЛЕПОЛЕТНЫХ МЕЖВЕДОМСТВЕННЫХ РАЗБОРОВ**

А.А., Курицын, В.Н., Дмитриев, В.А. Копнин
V.Dmitriev@gctc.ru

ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина», Звёздный городок

В докладе рассматриваются цели работ с участием космонавтов Российской Федерации на предприятиях ракетно-космической промышленности и в организациях РАН, а также вопросы организации и проведения на базе Центра подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина межведомственных разборов по анализу подготовки и деятельности экипажей в космическом полете, порядка формирования и реализации замечаний и предложений экипажей ПКА по совершенствованию космической техники.

Участниками проведения послеполетных разборов на базе ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» являются: специалисты Ракетно-космической корпорации «Энергия» имени С.П.Королёва, Главной оперативной группы управления (ГОГУ) полетами ЦУПа, ГКНПЦ имени М.В.Хруничева, НПП «Звезда»; Федерального медико-биологического агентства, ГНЦ РФ – Института медико-биологических проблем РАН, организаций-постановщиков космических экспериментов и разработчиков научной аппаратуры и др.

В процессе каждого разбора экипаж встречается со специалистами по бортовым системам, научной программе, управлению полетом, подготовке космонавтов и др. На встречах обсуждаются: состояние конструкции и бортовых систем ТПК и РС МКС, выполнение экипажем программы научно-прикладных исследований и экспериментов, разгрузочно-погрузочных работ, внекорабельной деятельности и др. Также рассматриваются ошибочные действия экипажа в полете, зафиксированные ГОГУ ЦУПа.

В процессе разбора формируются замечания и предложения экипажа по работе с бортовыми системами и полезными нагрузками, организации планирования работы экипажа на борту, режиму труда и отдыха, бортовой документации, радиопрограммам, взаимодействию со специалистами ГОГУ, по подготовке космонавтов и т.д. Данные замечания и предложения представляются в «Экспресс-отчет экипажа о выполнении программы космического полета», а также передаются разработчикам КТ для формирования «Плана мероприятий по устранению замечаний и реализации предложений экипажа».

В докладе подробно рассматриваются аспекты участия космонавтов в совершенствовании космической техники, как на основе участия космонавтов в работах на предприятиях ракетно-космической промышленности и в организациях РАН, так и проведения межведомственных разборов на базе ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» по анализу подготовки и деятельности экипажей в полете и реализации высказанных ими послеполетных замечаний и предложений. В том числе рассматривается общее количество замечаний и предложений экипажей МКС по различным типам ПКА,

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

бортовым системам и видам деятельности на борту, а также по совершенствованию подготовки космонавтов.

Литература

1. Дмитриев В.Н. Роль космонавтов в совершенствовании космической техники. Материалы X Международной научно-практической конференции «Пилотируемые полеты в космос», Звездный городок, 2013.
2. Курицын А.А., Дмитриев В.Н., Копнин В.А. Роль послеполетных замечаний и предложений экипажей МКС в совершенствовании космической техники и подготовки космонавтов. Материалы XII научно-практической конференции «Пилотируемые полеты в космос. - Звездный городок, 24-26 октября 2017 года
3. Курицын А.А., Дмитриев В.Н., Копнин В.А. Роль космонавтов в создании и совершенствовании космической техники/ Сборник тезисов докладов, Материалы 52-х Научных чтений памяти К.Э Циолковского, Калуга, 2017
4. Онуфриенко Ю.И., Курицын А.А., Малов А.В., Дмитриев В.Н. Цели, задачи и основные документы при организации и проведении с экипажами МКС послеполетных мероприятий по техническим аспектам. Материалы XXXVII Международных общественно-научных чтений, посвященных памяти Ю.А.Гагарина. Гагарин. Сборник докладов. ISBN 978-5-98222-628-0.

ПЕРВАЯ ПЯТИЛЕТКА ЧЕЛОМЕЯ: ЦИФРЫ И ФАКТЫ

Л.С. Точиллов
Е.В. Кулешов

tochilov@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Много написано про В.Н. Челомея, как гениального конструктора ракетной и ракетно-космической техники. В то же время, его работе в качестве руководителя предприятия, решающего, в том числе, и хозяйственные вопросы, уделялось гораздо меньше внимания. Этому явлению есть несколько причин.

Главная причина состоит в том, что поиск и рассекречивание этих данных представляет собой сложнейшую задачу, для решения которой потребовались знания, талант и энтузиазм, коими в избытке обладал Евгений Викторович Кулешов.

Вторая проблема состоит в том, что менталитет современного человека поставит отчёт о деятельности предприятия в ряд скучных, малопонятных, интересных лишь узкому кругу специалистов, документов. Одним из результатов презентации доклада завода 51 за 1949 год, является возможность убедиться, что, по крайней мере, когда-то, это было не так.

Третья, решаемая задача состоит в актуализации нового вектора в историческом исследовании начал создания ракетной техники. Помимо художественной литературы и мемуаров, полноценной исторической и, в тоже время, представляющей интерес для широкого круга специалистов в области ракетной техники, вполне может стать публикация рассекреченных докладов Главных конструкторов в соответствующие Главные Управления, воссоздающие Дух и Ритм той Великой эпохи, как дань самоотверженному труду тех, кто делал её такой.

РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНО-УДАРНЫЙ КОМПЛЕКС КАК ВЫСШАЯ СТУПЕНЬ ЭВОЛЮЦИИ ПРОТИВОКОРАБЕЛЬНОГО РАКЕТНОГО ОРУЖИЯ ВМФ

О.И. Шнурков targetingman@mail.ru

НИИ кораблестроения и вооружения ВМФ ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия», г. Санкт-Петербург

Современные проблемы обеспечения данными целеуказания противокорабельного ракетного оружия ВМФ, как отмечалось в предыдущих публикациях, являются следствием снятия с вооружения двух специализированных систем – морской космической системы разведки и целеуказания (МКРЦ) «Легенда» и морской радиолокационной системы целеуказания (МРСЦ-1) «Успех-У» (основной компонент Ту-95Рц). Данные системы выполняли требования противокорабельного ракетного оружия ВМФ, обеспечивая его эффективное применение на полную дальность стрельбы в назначенное или кратчайшее время (любой момент времени).

В настоящее время обеспечение данными целеуказания ударного ракетного оружия производится с помощью комплексирования информации полученной от нескольких неспециализированных средств разведки. Однако данный подход имеет существенные ограничения с позиции эффективности.

Использование не специализированных средств разведки для комплексирования информации с целью выработки данных ЦУ является возможным при условии, если противник не способен или способен с низкой эффективностью уничтожать структурные элементы системы информационного обеспечения, как ВМФ, так и ВС РФ (командные пункты, средства разведки, береговые объекты связи и т.д.).

Однако, в случае полномасштабного конфликта с противником обладающим военным потенциалом сопоставимым с потенциалом РФ или выше, необходимо учитывать условия, в которых должна осуществлять работу система информационного обеспечения, как ВМФ, так и ВС РФ:

- господство или доминирование вероятного противника в воздухе во всей операционной зоне;
- развертывание вероятным противником средств противокосмической обороны на берегу, море и в космосе с лидированием на данных направлениях;
- обеспечение непрерывного контроля вероятным противником надводной обстановки в пределах интересующего района ведения боевых действий (операционной зоне).

Учитывая эти условия обеспечение данными ЦУ противокорабельного ракетного оружия методом комплексирования с требуемой эффективностью невозможно.

«Классическая» сетцентрическая система (обеспечивающая, в том числе процесс комплексирования информации), в которой вся сеть объединена под единым управлением, уничтожается посредством уничтожения ее системообразующих элементов, таких как центры боевого управления связи, разведки (в том числе средства разведки). Периферийные структуры, лишённые управления и информации получаемой через центры, в том числе по линии межвидового взаимодействия в данной ситуации теряют необходимый уровень боеспособности. Таким образом, уничтожив, системообразующие элементы сетцентрической системы уничтожается в целом вся система как боеспособный организм.

Информация о нахождении противника в том или ином районе мирового океана (приморском направлении) с разного рода искажениями и различным уровнем запаздывания, несмотря на противодействие противника, у командования ВМФ будет

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

присутствовать. Однако эффективное применение противокорабельного ракетного оружия по данной информации невозможно.

Внедрение в состав комплексов противокорабельного ракетного оружия средств оперативной доразведки совместно со средствами приёма информации и выработки данных целеуказания приведёт к созданию разведывательно-ударного комплекса ВМФ.

Разведывательно-ударный комплекс ВМФ – постоянная по составу, технически интегрированная (организованная в отдельных случаях) в единый комплекс (единое целое), совокупность средств огневого поражения, средств оперативной доразведки (разведки) и подсистемы выработки данных целеуказания, обеспечивающих, эффективное применения ударного ракетного оружия на полную дальность стрельбы в любой момент времени.

Создание разведывательно-ударного комплекса ВМФ позволит применять эффективно противокорабельное ракетное оружие по априорной информации и в перерывах между пролетами космических аппаратов, в любой момент времени на полную дальность стрельбы.

ПРИМЕНЕНИЕ СРЕДСТВ ОПТИЧЕСКОЙ ЛОКАЦИИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ПРИБРЕЖНОЙ ПОЛОСЕ

С.П. Ширшнев

Gremixa87@yandex.ru

АО «ЦКБ МТ «Рубин», г. Санкт-Петербург

Существующие ныне автономные системы навигации летательных аппаратов (БПЛА), в том числе беспилотных – это высокоточные инерциальные навигационные системы (ИНС). Но они не полностью решают проблему определения места аппарата в прибрежной зоне в силу ряда объективных и субъективных причин. В частности, одним из существенных недостатков ИНС является рост ошибки определения координат с течением времени автономной работы. В настоящее время нашли решение данной задачи путем установки на БПЛА приемников глобальных спутниковых систем навигации (ГССН) - GPS, ГЛОНАСС, Galileo, Beidou. Это повышает точность работы ИНС частотности в прибрежной зоне на глубинах до 150 метров, но приводит к потере автономности. Точность работы ИНС в этой зоне будет зависеть от состояния работы ГССН. В случае выхода из строя ГССН или намеренного его подавления БПЛА может потерять ориентацию в пространстве и потерпеть аварию. Основным путем решения задачи определения места БПЛА в прибрежной зоне может стать использование дополнительных средств измерения радиолокационных и атмосферных дальномеров (РАД), а также оптико-электронных приборов наблюдения. При этом использование РАД над водной поверхностью невозможно, так как СВЧ энергия проникает через водное пространство на очень малое расстояние.

В докладе предлагается использовать в качестве основного средства ориентации БПЛА в прибрежной зоне на глубинах до 150 метров оптических средств наблюдения, таких как сканирующие лазерные дальномеры. Кратко обсуждаются основные теоретические и практические проблемы, которые предстоит решить в процессе разработки и реализации таких дальномеров. Намечаются основные пути создания, а также основные направления информационного обеспечения применения сканирующих лазерных дальномеров на БПЛА.

I. Проектирование и конструирование в ракетно - космической технике

АНАЛИЗ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЗАТРАТ НА ЗАПУСК СОВРЕМЕННЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Г.А. Бадиков, Е.В. Бурнашова, Р.Д. Левашов
grigori.badikov@rambler.ru, kate05021994@gmail.com, ruslan227@rambler.ru

МГТУ им. Н. Э. Баумана

Существующие экономические модели формирования затрат на запуск ракет-носителей [1] не позволяют учесть изменения, происходящие в процессе эксплуатации. Это, прежде всего, конструктивные изменения в связи с появлением новых технологий, новых материалов, нового оборудования. Изменения количества запусков в год. Изменения финансовых условий работы предприятия. Изменения спроса на рынке космических запусков. В работе [2] предложено дополнение модели [1], учитывающее изменение количества запусков в год и затраты на модификацию ракеты-носителя. Затраты на запуск представлены в виде четырех составляющих: доля затрат на разработку, затраты на изготовление ракеты-носителя, операционные затраты на подготовку и выполнение полета, затраты на страхование. Сравнительное моделирование затрат на запуск современных ракет-носителей Протон М, Союз ФГ, Ариан 5, Фалькон 9, Атлас V 401, Дельта Хеви [3] показало, что наиболее острая конкурентная борьба за коммерческие запуски развернется между ракетами-носителями Союз ФГ, Протон М, Фалькон 9, имеющими преимущество в виде более низких затрат. Эти три ракеты-носителя выбраны для анализа чувствительности предлагаемой экономической модели. В качестве базового выбран расчет затрат на последний запуск в 2016 году. Высокую чувствительность модель показала к числу запусков в год и скорости обучения. К остальным параметрам модель оказалась малочувствительна. В случае с Фалькон 9 модель высокочувствительна к количеству повторных использований первой ступени.

Литература

1. James R. Wertz, Economic model of reusable vs. expendable launch vehicles, IAF Congress, Rio de Janeiro, Brazil Oct. 2–6, 2000.
2. Бадиков Г.А., Зуев А.Г., Левашов Р.Д. Экономическое моделирование затрат на запуск ракеты-носителя // Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея Академических чтений по космонавтике «Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация». АО «ВПК «НПО машиностроения», 2017. С.29-36.
3. Бадиков Г.А., Бурнашова Е.В., Левашов Р.Д. Сравнительное моделирование затрат на запуск современных ракет-носителей // Сборник научных трудов VI международной научно-практической конференции по контроллингу. Под научной редакцией д.э.н., профессора Фалько С.Г. М.: НП «Объединение контроллеров», 2017. С.10-22.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

ЭКОНОМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ РОССИЙСКИХ И ЗАРУБЕЖНЫХ ПРОЕКТОВ В ОБЛАСТИ СОЗДАНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

С.Н. Власюк

s.s.osipenko@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Экономический анализ космических проектов, в первую очередь, заключается в необходимости оптимизации затрат без снижения уровня надёжности космической техники. Для обеспечения оптимизации всех этих процессов и получения результата, необходимо особое место уделить инновациям и существенному инвестированию в космическую отрасль.

Целью данной работы является изучение специфики экономической эффективности космических проектов в России и за рубежом, а также инновационный подход к созданию космической техники, позволяющий в перспективе снижать издержки в производстве и эксплуатации ракетной техники более чем на 50% , на примере зарубежной компании “Space X”.

Инновации в космической технике необходимы не только для непрерывного развития отрасли и сокращения расходов на полёты в космос, но и для поиска конкурентной борьбы, завоевания новых рынков, изменения мировой политической ситуации и прочих факторов.

В мировой космонавтике всё больше склоняются к мнению, что настало время если не совсем заменить человека в космосе, то, по крайней мере, значительно облегчить труд космонавта. Что в свою очередь, также сократит ряд существенных издержек. Для этого нужно развивать робототехнику, и у России на этом поприще имеются свои успехи.

Таким образом, в докладе проведен анализ и сделаны выводы о современном подходе к экономической эффективности российских и зарубежных космических проектов и предложения по улучшению ситуации в российском сегменте космонавтики.

ОРБИТАЛЬНЫЙ СПАСАТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС И ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

А.Р. Кузьмин

Kuzmin-A-R@Yandex.ru

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

При выполнении длительных космических полётов требуется учитывать влияние воздействия опасных факторов космического пространства (ФКП) на экипаж и конструкцию. Наиболее опасными ФКП для длительного полёта являются:

- радиация;
- космический мусор;
- метеороидная опасность.

Для космонавтов воздействие Радиационного пояса Земли (РПЗ) и Солнечных вспышек, один из наиболее опасных факторов космического пространства. Для обеспечения радиационной безопасности космического полёта в безаварийном режиме необходимо обеспечить накапливаемую дозу до 25 бэр [1]. При нештатной ситуации или необходимости проведения ремонта на орбите космического корабля, требуется иметь запас у космонавтов по допустимой дозе радиации. В настоящее время от ради-

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

ации защищаются экранирующими свойствами корпуса космического аппарата (КА). Корпус модулей орбитальных станций и космических кораблей состоит из алюминия, который накапливает вторичную радиацию. Кроме того, на отлётных траекториях необходимо защитить космический корабль от метеорных потоков. Предлагается способ защиты от космического мусора и метеорных потоков.

Поскольку РОСКОСМОС в ФКП 2016-2025 поставил цель «освоение Луны», а РКК «Энергия» будет вводить в эксплуатацию новый пилотируемый космический корабль, то отработка радиационной защиты является наиболее приоритетным направлением развития космонавтики.

Также, «Орбитальный спасательный комплекс» (ОСК) будет использоваться при не выводе КА на целевую орбиту, задействуя орбитальные разгонные блоки, входящие в состав ОСК. Проработаны перспективные компоновки защищённых космических орбитальных средств. Разработки в этом направлении позволят существенно продвинуть вперёд космонавтику и осуществить подготовку к пилотируемым полётам к телам нашей Солнечной системы.

Литература

1. Григорьев Ю.А. Радиационная безопасность в космических полётах. М.: Атомиздат, 1975. 256 с.

ВАРИАНТЫ МОНОБЛОЧНОЙ МОБИЛЬНОЙ ЛУННОЙ И МАРСИАНСКОЙ БАЗЫ

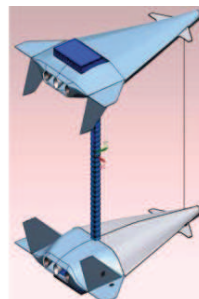
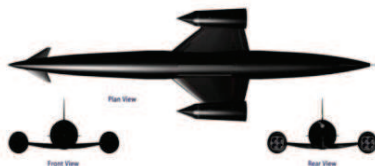
В.Д. Денисов

denisov-vd@mail.ru

КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В.Хруничева, г. Москва

Со времен К.Э. Циолковского, Ф.А. Цандера и С.П. Королева проекты межпланетных полетов и космических поселений рассматривались многократно, постепенно приближаясь к реально реализуемым вариантам. В конце семидесятых, начале восьмидесятых годов прошлого века мы с Александром Алексеевичем Медведевым рассматривали многоцветные многоступенчатые средства выведения (ОСВ) на трехкомпонентном топливе (на принципе Солкелда), в которых в целях уменьшения площади и массы оболочки баков и теплозащиты корабля, часть бортового запаса водорода заменялась на керосин, сжигаемый на начальном этапе разгона. Такое решение позволяло получить обнадеживающий результат достижимости массы полезного груза 10 тонн на ОИСЗ, при стартовой массе крылатого многоцветного носителя 1000-1100 тонн. В попытках достижения подобного результата мы были не одиноки. Большой объем теоретических работ проведен в Центре Келдыша. Над подобными проектами работали и американцы и англичане (X-33 и Скайлон). Интересный вариант предлагали проектировщики Миасского КБ им. Макеева - фарообразный или конический носитель с вертикальным взлетом и посадкой, с различными двигателями, в том числе внешнего расширения («Корона»).

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея



Варианты ММНБ: «Корона», «Скайлон», МГ-19

В работе показано, что современный уровень технологий позволяет приступить к проектированию на базе суборбитального самолета В.М.Мясищева «МГ-19», многоцелевого многоразового космического корабля, способного в одну ступень, после дозаправки на опорной орбите, совершить экспедицию на Марс или Луну, облет Венеры и Марса за один рейс, а на попутном астероиде, периодически сближающемся с Землей, облететь всю солнечную систему.

Учитывая, что США непрерывно продолжают создание и летные испытания демонстраторов многоразовых космических систем (МКС), инвестируя миллиарды долларов в это направление, в новом докладе применены принципиальные подходы рассмотренной концепции моноблочного экспедиционного космического корабля (МЭКК) – напланетной базы (ММНБ) к перечисленным российским и зарубежным аналогам для сравнения возможных результатов предварительного проектирования концепций моноблоков.

ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ СИСТЕМЫ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ ДЕЙСТВИЯ ФАКТОРОВ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ.

В.М. Балык¹, А.А. Маленков¹, В.С. Петровский², А.С. Станченко¹
malenkov.anton@mail.ru

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

²АО «ВПК «НПО машиностроение», г. Реутов

Решение проектной задачи в условиях неопределенности целиком зависит от принятых значений неконтролируемых факторов, что влечет неоднозначность в принятом окончательном решении. Поэтому, прежде чем проводить поиск оптимального решения, необходимо каким-либо образом зафиксировать неконтролируемые факторы, что делается с помощью привлечения аппарата сверток неконтролируемых факторов. В свою очередь, выбор конкретного вида свертки есть неформальная операция, осуществляемая лицом, принимающим решения (ЛПР), что в конечном итоге приводит к субъективизму в принимаемых решениях и, соответственно, к потерям эффективности разрабатываемых сложных технических систем.

Субъективизм, связанный с анализом информационных ситуаций, принятием информационных гипотез, законов распределения и их параметров, выбором вида свертки, преодолевается, если принимаемые решения будут устойчивы по отношению к заданным факторам неопределенности.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

Источником многофакторной неопределенности являются неконтролируемые факторы, отражающие состояние среды (состояние атмосферы, гидросферы и других физических полей, характеристики цели, ее скорость, курс и т.п.). Математическая модель сложной технической системы может быть представлена в виде следующего операторного уравнения:

$$Cd=J,$$

где C – суперпозиция частных операторов, описывающих проектно-функциональные связи системы, d – вектор проектного решения, J – критерий оптимальности. При многофакторной неопределенности математическая модель системы представляется в возмущенном виде:

$$\tilde{C}d=J,$$

где $\tilde{C}=C_0+\Delta C$, C_0 – номинальный оператор математической модели при номинальных значениях неконтролируемых факторов.

Задачи максимизации (минимизации) критериев J_1, J_2, \dots, J_l на области допустимых решений относятся к задачам принятия решений в условиях многокритериальной неопределенности. Неопределенность здесь обусловлена тем, что неясно, что понимать под принципом оптимальности при одновременной минимизации всех критериев J_1, J_2, \dots, J_l . Процесс решения многокритериальной задачи, описывающий сложную техническую систему, содержит два этапа. На первом этапе формируется область компромиссных решений, т.е. таких решений, при которых нельзя улучшить проектные решения одновременно по всем заданным критериям оптимальности. Этот этап является полностью формализованным. На втором этапе из сформированной области компромиссов выделяется окончательное, рациональное решение. Такое принятие окончательного решения осуществляется с применением принципов оптимальности, и этот этап является частично-формализованным, так как, как правило, не ясно, какой принцип оптимальности необходимо принять при решении конкретной задачи.

С целью исключения элементов субъективизма из процессов многокритериального выбора, необходимо вообще отказаться от каких либо сверток частных критериев оптимальности. Этому требованию удовлетворяет так называемый принцип рациональной организации сложной технической системы.

Согласно данному принципу, оптимальное решение должно удовлетворять всем известным принципам оптимальности, т.е. область компромиссов в случае рационально организованной системы стягивается в точку. В работе приводятся условия, реализующие принцип рациональной организации, представленные в статистическом виде. Условия рациональной организации восстанавливаются по статистическим выборкам со специально построенными выходными данными.

В работе приводятся условия устойчивости проектных решений к неконтролируемым факторам. Для решения многокритериальной задачи рассмотрен метод, основанный на принципе рациональной организации сложной системы, представленный в статистическом виде. Факторы неопределенности представлены в задаче выбора рационального проектного решения при разработке беспилотного летательного аппарата.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА НА ОСНОВЕ КОНТУРНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ ДЛЯ ПРИБОРНЫХ ОТСЕКОВ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ АТМОСФЕРНЫХ ЛА

В.А. Саврушкин, А.С. Смирнов
dominovadu@gmail.com

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Для поддержания теплового режима бортовой аппаратуры (БА) при длительном полете высокоскоростных ЛА в настоящее время применяется система обеспечения теплового режима (СОТР) активного типа, включающая вентиляционный и расходный испарительный контур. Однако такая система, обеспечивая требуемый температурный диапазон аппаратуры, обладает рядом недостатков, заключающихся в повышенном энергопотреблении, габаритах, низкой надежности вентиляторов. Альтернативой использованию вентиляционного контура может быть применение контурных тепловых труб (КТТ).

Контурные тепловые трубы это герметичные теплопередающие устройства, обладающие сверхнизким термическим сопротивлением и работающие по замкнутому испарительно-конденсационному циклу с использованием «капиллярного механизма» для прокачки теплоносителя. Основной областью применения КТТ в настоящее время является космическая техника. Они широко используются в СОТР космических летательных аппаратов. Однако в условиях гравитации КТТ пока что не нашли такого применения.

СОТР нового типа представляет собой двухконтурную систему с замкнутым внутренним и разомкнутым внешним контурами. Внешний контур включает емкость с хладагентом, теплообменник, пуско-отсеченные клапана, трубопроводы. Внутренним контуром является набор КТТ, испаритель каждой из которых крепиться к посадочному месту охлаждаемого прибора, а конденсатор – к теплообменнику внешнего контура.

Согласно выдвинутой концепции разработана функционально-компоновочная схема приборного отсека с СОТР на основе КТТ. На основании схемы и характеристик КТТ был произведен расчет теплового режима БА высокоскоростного ЛА. Результаты показали, что тепловой режим обеспечивается поддержанием температуры посадочных мест приборов в допустимом диапазоне.

На основании результатов работы можно сделать вывод, что достоинства КТТ позволяют создать СОТР высокоскоростного ЛА нового типа, обладающего значительными преимуществами по сравнению с существующими системами, такими как меньшая масса, меньший занимаемый объем, отсутствие электропотребления и высокая надежность.

В настоящее время осуществляется экспериментальное подтверждение возможности создания СОТР на основе КТТ.

**ВИНТОВЫЕ ЦИЛИНДРИЧЕСКИЕ ПРУЖИНЫ СЖАТИЯ.
ПРАКТИЧЕСКИЕ РАСЧЕТЫ ПО УСОВЕРШЕНСТВОВАННОЙ
МЕТОДИКЕ. ОПТИМИЗАЦИЯ ПО ВЫБРАННЫМ КРИТЕРИЯМ**

В.А.Каверин, Д.А.Рожков

rozhkov_denis@inbox.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

В статье «Проектировочный расчет винтовых цилиндрических пружин сжатия по усовершенствованной методике», опубликованной в «Трудах секции 22 имени академика В.Н.Челомея ХLI Академических чтений по космонавтике», была рассмотрена усовершенствованная методика проектировочного расчета пружин сжатия и ее математическое обоснование. Там же была ссылка на программу (отлаженную и проверенную многочисленными расчетами) для компьютера, в которой реализована эта методика расчета, что позволило сократить время обчета вариантов и выбора оптимальной конструкции пружины.

Данная статья является логическим продолжением предыдущей статьи, в ней упор делается на практическую сторону вопроса, т.е. пошагово рассматриваются примеры проектировочного расчета цилиндрических пружин сжатия с выходом на конкретный результат.

Примеры выполнены в вышеупомянутой программе проектировочного и проверочного расчета, реализующей усовершенствованную методику, при этом рассматриваются оба варианта ввода исходных данных.

В начале и в ходе проектировочного расчета по программе можно ориентироваться на определенный критерий оптимизации, например:

- максимальная энергетика пружины;
- минимальная масса пружины;
- обеспечение заданной силовой характеристики при наложенных ограничениях на геометрические параметры пружины.

Эта информация также представлена в примерах расчета.

**ОВАЛ И КОНУС С ОСНОВАНИЕМ В ВИДЕ ОВАЛА. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ
И ПРИКЛАДНЫЕ ВОПРОСЫ**

В.А.Каверин, Д.А.Щукин

tdima@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Овал, как геометрическая фигура, состоящая из дуг окружностей большого радиуса, сопряженных с дугами окружностей малого радиуса, и внешне напоминающая эллипс, рассматривается в учебниках черчения и начертательной геометрии. При этом в учебниках описываются только способы построения овалов без привлечения аппарата математики для анализа геометрических свойств овала.

Между тем, овал представляет большой интерес для конструктора-разработчика, как более простая фигура по сравнению с эллипсом. Например, в случае замены отверстия в форме эллипса на овальное отверстие значительно упрощается технология изготовления деталей с таким отверстием и сокращаются затраты на производство.

Соответственно, при рассмотрении конуса с основанием в виде эллипса (так может выглядеть корпус высокоскоростного летательного аппарата) эффективным реше-

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

нием будет заменить эллипс на овал, контур которого хорошо совпадает с контуром эллипса.

В связи с этим актуальна задача математической проработки вопросов, связанных с геометрией овала и конуса с основанием в виде овала.

В статье рассмотрены эти вопросы и выведены математические соотношения, которые можно использовать в практике конструирования.

ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПЛАНЕТОХОДА С ПОДВИЖНЫМИ ВНУТРЕННИМИ МАССАМИ

В.А. Каверин, М.С. Конкин, Г.А. Щеглов
mirk.mad@gmail.com

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов
МГТУ имени Н.Э Баумана, г. Москва

В исследовании рассматривается проблема проектирования планетохода без внешних движущихся частей. Перемещается планетоход за счет взаимодействия корпуса с внешней средой при движении соединенных с корпусом внутренних подвижных тел. Приложение силы к внутреннему телу вызывает силу реакции, которая действует на корпус, изменяя его скорость, что влечет изменение силы сопротивления среды.

В работе сформирована принципиальная динамическая схема планетохода, а на ее основе создана динамическая модель в среде MSC Adams. Сформирован закон управления положением подвижной внутренней массы относительно корпуса планетохода. Проиллюстрированы фазы движения планетохода. Выбран критерий эффективности работы планетохода: запас хода.

На основе серии численных экспериментов построена зависимость запаса хода от двух выделенных проектных параметров при фиксированных значениях остальных параметров с учетом ограничений на время работы планетохода и на источник энергии для движения.

Для конкретных значений проектных параметров инструментами Adams получены основные характеристики движения планетохода: средняя скорость движения, графики положения и скорости центра масс планетохода в зависимости от времени.

В заключение для планетохода предлагаются варианты полезной нагрузки и возможности применения аппаратов со сходным принципом движения в различных сферах промышленности: нефтехимической, атомной и других.

Литература

1. Ф. Л. Черноусько, «Оптимизация движения в сопротивляющейся среде тела с подвижной внутренней массой», Динамические системы: моделирование, оптимизация, управление, Сборник научных трудов, Тр. ИММ УрО РАН, 12, № 1, 2006, 242–248.
2. Ф. Л. Черноусько, Н. Н. Болотник, «Мобильные роботы, управляемые движением внутренних тел», Тр. ИММ УрО РАН, 16, № 5, 2010, 213–222.
3. Xie, Liansuo, «A simulation methodology for dynamic analysis of geometrically-constrained rigid/flexible multi-link machines and vehicles» (1990). Retrospective Theses and Dissertations. Paper 11232. URL: <http://lib.dr.iastate.edu/rtd/11232>

АППРОБАЦИЯ НОВОГО ПОДХОДА В ПРОЕКТИРОВАНИИ НА ПРИМЕРЕ ПЕРЕХОДНОГО ОТСЕКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А.А. Боровиков

borovic68@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

В работе проведена апробация современного подхода к проектированию с помощью пошагового использования конечно-элементных методов оптимизации. Основным методом в данном подходе является топологическая оптимизация, которая подразумевает получения облика конструкции расчётным путём с учётом реальных условий нагружения. Использование данного подхода позволяет получать силовые конструкции с высоким массовым совершенством.

С позиции производства рассматриваются два подхода: использование ограничений для традиционного изготовления и для изготовления методами аддитивных технологий (3D-печать).

Проводится поиск оптимальной конструкции переходного отсека космического аппарата (КА) с использованием следующих методов конечно-элементной оптимизации: топологическая оптимизация, оптимизация формы и параметрическая оптимизация.

Переходной отсек соединяет между собой разгонный блок и верхнюю часть КА. К боковым поверхностям крепятся два радиоизотопных термоэлектрических генератора. Целевой функцией в расчётах является минимизация массы.

По результатам оптимизации были разработаны два варианта конструкции: для изготовления аддитивными технологиями и для изготовления традиционными технологиями. В программном комплексе MSC Patran/Nastran были проведены проверочные расчёты для подтверждения работоспособности конструкции.

Для подтверждения возможности изготовления конструкции для аддитивного производства был изготовлен макет из полиамида в масштабе 1:3 на 3D-принтере.

Проверочные расчёты доказали возможность использования нового подхода в проектировании ракетно-космической техники.

Литература

1. Боровиков А.А., Тененбаум С.М. Пошаговое проектирование конструкции переходного отсека КА с использованием топологической оптимизации // Сборник тезисов. Королёвские чтения, 2017.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАЗРУШЕНИЯ В ГИБРИДНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛАХ

И.Б. Петров, А.В. Васюков, К.А. Беклемышева
petrov@mipt.ru

МФТИ, г. Москва

Полимерные композиционные материалы, применяемые для обшивок самолетов, часто подвергаются [1] низкоскоростным ударам (град, гравий, удары при эксплуатации и т.д.). При этом в них образуются внутренние повреждения, которые существенно снижают остаточную прочность детали. Наиболее опасным типом разрушения является деламинация – разрушение контакта между слоями [2].

Одним из методов повышения прочности полимерного композита является добавление к композиту тонких слоев металла – титана, алюминия или дюралюминия. Свойства подобных композитов, называемых гибридными, и способы их применения

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

в настоящее время являются актуальными направлениями исследований во всем мире [3, 4].

В работе используется гибридный сеточно-характеристический метод 1-2 порядка на нерегулярных тетраэдральных сетках [5]. Композит моделируется как однородная ортотропная среда, к которой применяются критерии разрушения Друкера-Прагера, Хашина, Пака, Цая-Хилла и Цая-Ву [1]. Рассматриваются различные толщины титанового слоя с лицевой стороны и различная прочность скрепления металла с композитом.

Литература

1. К. А. Беклемышева, А. В. Васюков, А. С. Ермаков, И. Б. Петров. Численное моделирование при помощи сеточно-характеристического метода разрушения композиционных материалов // Математическое моделирование, 2016, Т.28, №2, С. 97–110
2. Sjoblom P.O., Hartness J.T., Cordell, T.M. On low-velocity impact testing of composite materials. J. Compos. Mater. 1988:22:30-52
3. J. Reiner, J.P. Torres, M. Veidt, M. Heitzmann. Experimental and numerical analysis of drop-weight low-velocity impact tests on hybrid titanium composite laminates // Journal of Composite Materials 50(26) • January 2016
4. Y. Liu, B. Liaw. Effects of Constituents and Lay-up Configuration on Drop-Weight Tests of Fiber-Metal Laminates // Applied Composite Materials 17(1):43-62 • February 2010
5. K.A. Beklemysheva, A.A. Danilov, I.B. Petrov, Y.V. Vassilevsky, A.V. Vasyukov. Virtual blunt injury of human thorax: Age-dependent response of vascular system // Russian Journal Of Numerical Analysis And Mathematical Modelling, 2015, v. 30, №5, pp 259-268.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛЕЙ НАПРЯЖЕНИЙ В ЭЛЕМЕНТАХ СОЕДИНЕНИЙ ФЕРМЕННОЙ КОНСТРУКЦИИ ИЗ РАЗНОРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ

С.В. Катаев

serkataev@yandex.ru

АО «Уральский научно-исследовательский институт композиционных материалов», г. Пермь

Конструкции из композиционных материалов, обладающие высокой прочностью, жесткостью и размеростабильностью при значительных перепадах температур применяются в авиационной и космической технике, высокоточных вычислительных системах, системах управления навигацией морских судов, а также в системах военного назначения. Однако создание цельно композиционных изделий невозможно, ввиду сложности соединения композиционных деталей между собой. Данные факторы приводят к необходимости внедрения соединения композиционных деталей в конструкцию с помощью металлических элементов.

Исследование соединений деталей из композиционных материалов и их практическое применение в ферменных конструкциях являются актуальными вопросами механики композиционных материалов. Определение полей напряжений в элементах соединений и конструкции на данный момент является наиболее точным способом предсказания надежности конструкции.

Для решения практических задач в области напряженно-деформированного состояния композиционных материалов актуальным остается поиск оптимальной конструкции соединения, приводящей к снижению напряжений в критических областях.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

Подобное снижение напряжений приводит к равномерности распределения напряжений на все элементы конструкции. В тоже время, используемые сегодня схемы соединения имеют недостатки в плане надежности и стабильности разрушения при проведении испытаний.

В работе представлена оптимизация деталей конструкции из композиционных материалов, позволяющая упростить и сократить производственный процесс. Аналитическая модель прогнозирования напряженно-деформированного состояния, позволяющая снизить время на расчет напряженно-деформированного состояния соединения. Зависимости воспринимаемой нагрузки соединением разнородных материалов от схемы армирования деталей и материала соединения, обеспечивающие точный подбор схемы соединения для конкретного случая. Полученные результаты позволяют повысить надежность ферменных конструкций.

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ УГЛЕРОД-УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В КОНСТРУКЦИИ ЭЛЕКТРОДОВ ИОННО-ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Н.В. Винокуров

otd5.uniikm@yandex.ru

АО «Уральский научно-исследовательский институт композиционных материалов», г. Пермь

В настоящее время расширяется применение электроракетных двигателей, особенностью которых, в отличие от жидкостных (химических) ракетных двигателей, является использование ускорения заряженных частиц из газоразрядной камеры.

Главное преимущество таких двигателей заключается в создании высокого удельного импульса тяги, что существенно влияет на энергомассовые характеристики. Это приводит к снижению массы двигательной установки и массы космического аппарата в целом.

Перед ракетно-космической отраслью стоит задача увеличения ресурса электроракетных двигателей.

Ответственным элементом электроракетного двигателя является ионно-оптическая система, которая представляет собой замкнутую конструкцию, состоящую из двух близко расположенных друг к другу сферических электродов, между которыми располагается проводящая сетка.

В настоящее время используют электроды из молибденовых и титановых сплавов, имеющих незначительный ресурс. Это обусловлено, прежде всего, большой скоростью уноса материала электрода в космическое пространство.

Для решения этой проблемы было принято техническое решение о замене металлических сплавов на углерод-углеродный материал (УУКМ).

Главные преимущества УУКМ перед другими материалами заключаются в низком коэффициенте распыления, высокой удельной прочностью, низкой плотностью, низким коэффициентом теплового расширения и др. Все эти требования предъявляются к изделиям ракетно-космической техники и поэтому УУКМ в этом отношении целесообразно использовать.

Но в силу того, что свойства УУКМ в полном объеме не изучены, перед разработчиками конструкции электродов стоит много проблем, которые возникнут на стадии проектирования электродов.

В докладе рассмотрены некоторые из этих вопросов на базе существующего опыта, а также пути решения по их устранению.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

Помимо всего прочего в докладе дано описание экспериментальной части. Приведены результаты испытаний образцов из различных углеродных материалов с последующей оценкой эффективности применения каждого УУКМ в конструкции электрода.

ПРОБЛЕМЫ ПРИМЕНЕНИЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ФЕРМЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК.

М.И. Токарева, М.И. Ширяев
otd5.uniikm@yandex.ru

АО «Уральский научно-исследовательский институт композиционных материалов», г. Пермь

Одной из важнейших задач в области проектирования ракетно-космической техники является снижение массы конструкции при улучшении ее жесткостных, прочностных, механических и других характеристик. Силовая рама жидкостного ракетного двигателя – одна из таких частей двигателя, за счет которой можно значительно снизить его массу. Она представляет собой ферменную конструкцию, состоящую из труб, соединенных при помощи фитингов. Традиционно такие конструкции в жидкостных ракетных двигателях изготавливаются из металлов.

Материалом для проектирования силовой рамы был выбран углепластик. Положительной чертой его применения является то, что характеристики углепластиков, как и всех полимерных композиционных материалов, могут регулироваться уже на стадии проектирования конструкции, так как сами материалы образуются в процессе изготовления этих конструкций. В то же время существует ряд проблем, связанных с проектированием и изготовлением ферменных конструкций из данного материала. К таким проблемам относятся:

1. Разнонаправленность осей ферменной конструкции (их расположение в разных плоскостях).
2. Сложности, связанные с проведением расчетов фитинговых соединений.
3. Сложности при формовании изделий из углепластика, имеющих сложную форму.

В докладе представлены этапы проектирования, производства и испытаний ферменной конструкции из углепластика.

БЕСПРИБОЙНОЕ ТКАЧЕСТВО

Е.В. Лапин, А.М. Шагеев
otd5.uniikm@yandex.ru

АО «Уральский научно-исследовательский институт композиционных материалов», г. Пермь

В докладе представлена информация о круглотканых многослойных каркасах («каркасы КТМК»), изготавливаемых на уникальных круглоткацких машинах МКТ способом «бесприбойного» ткачества, об использовании их в качестве армирующих наполнителей композиционных материал-деталей.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

Технология бесприбойного ткачества не имеет отечественных аналогов. Сведений о зарубежных аналогах не найдено. На данный способ изготовления каркасов предприятием получен патент на изобретение. Отличие бесприбойного ткачества, заключается в том, что в процессе формирования ткани не применяется ни каких элементов уплотнения опушки и распределения нитей. Уплотнение осуществляется за счет натяжения уточных нитей.

Настоящий способ позволяет получать объемно каркасы с очень высокой плотностью армирования. Объемное заполнение каркасов КТМК волокнами может быть выше 55%. Фактически нет ослабленных локальных участков. Объемно армированные композиционные материал-детали на основе каркасы КТМК имеют высокую межслоевую прочность, что в условиях сочетания переменных силовых и температурных нагрузок, устраняет опасность расслоений и трещин, в особенности в зонах концентраторов напряжений (вырезов, выборок, уступов, ребер). Концентричные витки утка обеспечивают качественное кольцевое армирование.

Применение каркасов КТМК позволяет получать уникальные композиционные материал-детали различного назначения. Такowymi являются углерод-углеродные насадки радиационного охлаждения сопловых блоков, углепластиковые теплозащитные оболочки для боковых поверхностей, кварцевые радиопрозрачные обтекатели. Композиционные материалы на основе каркасов КТМК паспортизованы, отработаны.

Предприятие имеет возможность поставки как каркасов КТМК, так и композиционных материал-деталей на их основе.

В настоящее время на предприятии проводятся научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по ряду перспективных направлений. Ведутся работы по созданию камер сгорания. Отрабатывается технология создания материал-деталей с формами, отличными от тел вращения. Отрабатываются способы формования деталей из ткани каркасов КТМК.

В настоящее время разработана, изготовлена и внедрена современная круглоткацкая машина МКТ-150 с электронным зевобразовательным устройством собственной разработки. Возможность тиражирования данной машины позволяет при необходимости расширить круглоткацкое производство, увеличить номенклатуру и объем изготавливаемой продукции, обеспечить серийное производство.

СПОСОБ ОТБОРА ЖИДКОСТИ ИЗ ЁМКОСТИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АДАПТИВНЫХ ИНЕРЦИОННО-КАПИЛЛЯРНЫХ УСТРОЙСТВ

Г.Ф. Реш, М.Ю. Иванов, А.Е. Новиков, Е.Г. Куранов
vrk@npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Выполнено экспериментальное исследование нового способа отбора жидких гомогенных смесей с газовыми включениями из ёмкостей сложной геометрической формы [1]. Способ основан на сочетании физических явлений различной природы: принципа Галилея-Торричелли, силы естественной и искусственной гравитации, капиллярных явлений на межфазной поверхности раздела «газ-жидкость». Для реализации способа предложено техническое решение адаптивного инерционно-капиллярного устройства. Проведён цикл гидравлических испытаний, подтверждающих эффективность использования указанных физических явлений. Предложена математическая модель на основе фундаментальных законов гидродинамики для описания нестационарных процессов при работе устройства в составе системы выработки жидкости. Сформулированы рекомендации по практическому применению устройства, в том числе при-

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

менительно к топливным системам высокоманевренных летательных аппаратов, для которых характерно секционирование бака, его загромождённость элементами различных подсистем, наличие различной по модулю и направлению суммарной перегрузки, высокочастотной вибрации и высокой температуры жидкого топлива [2].

Литература

1. Способ выработки топлива из бака летательного аппарата: пат. 2617903 РФ / А.А. Дергачев, М.Ю. Иванов, В.А. Кабанов, Е.Г. Куранов, А.Е. Новиков, Г.Ф. Реш, В.А. Большаков, Ю.М. Новиков. Заявл. 17.05.2016; опубл. 28.04.2017. Бюл. № 13.
2. Капиллярные устройства в системах забора топлива крылатых ракет разработки ОАО «ВПК «НПО машиностроения» / Е.Г. Куранов, Г.Ф. Реш, Л.Д. Смирчевский, А.Е. Новиков, М.Ю. Иванов // Ракетные комплексы и ракетно-космические системы проектирование, экспериментальная отработка, лётные испытания, эксплуатация: Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея XXXVIII Академических чтений по космонавтике. Реутов, 2014. С. 92-101.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ГЕРМЕТИЧНОСТИ ЗАКОНСЕРВИРОВАННОЙ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ ПВРД В УСЛОВИЯХ ВЫСОКИХ ВИБРОНАГРУЖЕНИЙ

Е.В. Осипов

evgeny.osipov@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения» - филиал КБ «Орион», г. Оренбург

В работе рассмотрены проблемы обеспечения герметичности законсервированной топливной системы (ТС) динамически высоконагруженного авиационного прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) и предложены способы решения проблемы.

В результате выполненных исследований установлено, что негерметичность агрегатов – турбонасосного агрегата (ТНА) и турбонасосного гидроагрегата (ТНГА) делится на два типа: статическую и динамическую. Это означает, что агрегаты могут быть герметичны в статических условиях (отсутствуют внешние механические воздействия) и в тоже время, негерметичны в динамических условиях при воздействии вибраций. В работе приводится объяснение данного явления, описываются механизмы возникновения течи. Правомерность высказанных предположений подтверждается экспериментальными исследованиями. Выработаны и представлены критерии обеспечения герметичности агрегатов.

Для контроля качества изготовления манжет, выполняющих уплотнительную функцию, внедрен метод контроля контактной нагрузки рабочего пояса манжеты. Метод контроля внутреннего диаметра манжет на мерительном конусе признан непригодным, из-за низкой точности.

Определен оптимальный диапазон контактной нагрузки манжет для обеспечения герметичности агрегатов в статических условиях.

Исследованы различные факторы, влияющие на контактную кромку манжеты и герметичность: шероховатость вала в месте контакта с манжетой, смазка, место установки манжеты в агрегате (со стороны топлива или воздуха).

Было установлено, что для обеспечения герметичности в динамических условиях агрегаты должны иметь определенную ограниченную величину радиального люфта ротора. Измерение данной величины люфта нужно проводить при полностью выбранных зазорах между деталями агрегатов.

Выполнение рекомендаций по обеспечению герметичности ТНА, ТНГА в статических и динамических условиях решило проблему обеспечения герметичности законсервированной ТС авиационного ПВРД при совместном полете с самолетом-носителем и повысило надежность изделий с этими ПВРД.

ИНТЕРВАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ВЕРОЯТНОСТИ БЕЗОТКАЗНОЙ РАБОТЫ СИСТЕМЫ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ МЕТОДОМ СТАТИСТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

А.Н. Покидюк, С.А. Васильев
pan8@yandex.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Для оценки вероятности безотказной работы (ВБР) по результатам испытаний, как правило, используются аналитические формулы. Эти формулы в большинстве своём не имеют строгого обоснования, что наглядно проявляется в наличии нескольких различных аналитических выражений для одной и той же области применения. Например, для точечного оценивания ВБР изделия на практике используется, по меньшей мере, пять формул, для интервального оценивания – две формулы.

При таком положении вещей целесообразно в качестве альтернативы использовать метод статистического моделирования, так как он не привязан к какой-либо формуле оценки ВБР. Обычно метод статистического моделирования применяется для проектного оценивания показателей надежности изделия (системы), когда в качестве исходных данных используются интенсивности отказов элементов. Данный метод хорошо известен и описан в литературе. Однако применение метода статистического моделирования возможно и для оценки ВБР по результатам испытаний. Суть этого применения заключается в получении эмпирического распределения ВБР, максимально совместимого с фактическим количеством испытаний и отказов. Далее по этому распределению легко находятся требуемые параметры ВБР (математическое ожидание, доверительные границы и другие).

В настоящей работе метод статистического моделирования применен для интервального оценивания ВБР системы, состоящей из нескольких элементов, по результатам испытаний этих элементов. В качестве исходных данных выступают количества проведенных испытаний и отказов элементов. В литературе описываются два аналитических подхода к решению данной задачи, однако получаемые результаты существенно различаются.

Актуальность рассматриваемой задачи обусловлена тем, что проведение испытаний составных частей, как правило, требует меньших затрат, чем испытания системы или изделия в целом.

Для реализации предложенного метода разработано программное обеспечение на алгоритмическом языке C++. Представлены результаты применения метода для различных исходных данных и проводится сравнительный анализ полученных результатов и аналитических оценок.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

НАУЧНО-ИНЖЕНЕРНЫЙ ПОДХОД К ПРОЕКТИРОВАНИЮ КОМПЛЕКСОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А.А. Тищенко

niushta@yandex.ru

Ветеран «НПО машиностроения», г. Балашиха

Рассматривается концептуальный этап (предпроектный и аван-проект) определения облика разрабатываемого целевого комплекса летательных аппаратов, включающий оценку затрат на разработку сложной технической системы (СТС).

Предлагается проводить дополнительный анализ комплексной результативности и эффективности проекта для определения системного конкурентного качества целевого комплекса.

В этой задаче есть многосвязный «узел» – проектный многопараметрический характер облика СТС и зависимые от него разнородные детерминированные критериальные свойства требований ТТЗ, а также стохастический спектр всех возможных конечных состояний целевого комплекса (штатных, аварийных и катастрофических).

Таким образом, изолированный частный анализ эффективности, надежности и безопасности целевого комплекса не обеспечивает получение корректных расчётных оценок.

Поэтому был использован системно-технический подход по концептуальному синтезу проекта СТС на ранних этапах его разработки. При этом используются или аналитическая модель «структурных схем надежности» и циклограмм работы бортовых систем для оценки последовательных процессов функционирования СТС, или «имитационная стохастическая модель процессов» функционирования целевых комплексов.

Фрагменты этой методологии предложены и выполнены автором при разработке эскизного проекта ЛКС-700 в НПО машиностроения в разделе «Анализ и оценка надежности комплекса и безопасность выполнения полета».

Литература

1. Тищенко А.А. «Комплексная эффективность и безопасность системы» // В сборнике «Фундаментальные проблемы системной безопасности» - вып 4. – Реутово: НПОМАШ, 2014.
2. Тищенко А.А. «Концепция научно-инженерного обеспечения безопасности систем» // в сборнике Всероссийской НТК «Аэро-космические технологии». - Реутово: НПОМАШ, 2010.
3. Тищенко А.А., Ярополов В.И. «Моделирование при обеспечении безопасности космических полетов». – М.: Машиностроение, 1981. – 189 с.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ УЧЁНОГО И ИНЖЕНЕРА РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО ПРЕДПРИЯТИЯ

Л.С. Точилов

tochilov@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Классическое разделение труда между учёным и инженером предполагает, что один создаёт новое знание, а второй использует его для создания более совершенных технических решений.

Для ракетно-космического предприятия (РКП) эту формулу практика частично ставит под сомнение. Действительно, когда инженер РКП, работая на передовом рубеже технической мысли, сталкивается с проблемой, то, как правило, решает её в рамках

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

инженерных компетенций без помощи учёных. На то есть объективные причины: узкая специализация работ, без вникания в которые сложно ожидать разумных советов от учёных, ограниченные финансы, сжатые сроки на получение и анализ решений, организационное предпочтение локальным решениям, которые не интересны учёным, предпочитающим всесторонние исследования.

Как правило, учёных эффективней задействовать в научно-исследовательских работах (НИР). Однако, такого рода работы носят временный характер, что ставит учёного перед необходимостью наряду с участием в НИР встраиваться как и инженеру в производственный процесс. Насколько эффективно стирание граней между инженером и учёным и есть ли этому альтернативы?

В работе исследуются различные варианты организации работы учёных и инженеров РКП, оценивается их эффективность и реализуемость на практике. Особое внимание уделяется проблеме управления талантами, составляющими лучшую часть инженеров и учёных РКП.

Литература

1. Точиллов Л.С., Шаповалов Л.А. Анализ рисков инновационных проектов на этапах проектирования и производства // Информационные технологии в проектировании и производстве. 2011. №1. С.12 – 16.
2. Точиллов Л.С. Вопросы управления знаниями об изделии на предприятиях ракетно-космической отрасли // Информационные технологии в проектировании и производстве. 2012. №1. С.25 – 30.
3. Герасимова Г.А. В космической отрасли у молодого специалиста нет права на ошибку // Вестник Бауманского университета «Инженер», сентябрь-октябрь 2012. С.14 – 17.

II. Исследования в ракетно - космической технике

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ, ДИНАМИКИ И БЕЗОПАСНОСТИ ОТДЕЛЕНИЯ ПОДВЕСНОГО ГРУЗА ИЗ-ПОД КРЫЛА САМОЛЕТА-НОСИТЕЛЯ С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ ЕГО РАБОТАЮЩИХ ВИНТОВ

И.В.Морозова, А.В.Петров, В.И.Садчиков, Ю.Г.Степанов
flight15@tsagi.ru

Центральный аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского,
г. Жуковский

В работе дается краткое описание разработанной в ЦАГИ методики проведения экспериментальных исследований в дозвуковой аэродинамической трубе (АДТ Т-102) аэродинамических характеристик (АХ) модели подвешенного груза (ПГ) в окрестности вращающегося винта, расположенного на мотогондоле (без модели самолета), а также в присутствии модели самолета-носителя и его работающих винтов. При этом рассматривались конфигурации ПГ с разложенными и сложенными консолями крыльев, которые реализуются соответственно при штатном (управляемом) пуске и аварийном сбросе с самолета-носителя. Исследования проведены для различных сочетаний следующих параметров движения: углов атаки и скольжения самолета α_n , $n=var$, углов установки ПГ в продольной плоскости относительно СГФ самолета $\beta=var$, линейных перемещений ПГ от исходного положения назад, вправо, влево, вниз ($x_s, y_s, z_s = var$). Для указанных конфигураций компоновки ПГ определены также АХ изолированного ПГ (без модели самолета). С использованием полученных экспериментальных данных

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

разработаны математические модели и соответствующее программное обеспечение, позволяющие определять аэродинамические коэффициенты ПГ (интерференционные приращения) c_x , c_y , c_z , m_x , m_y , m_z , обусловленные влиянием аэродинамического поля самолета-носителя с работающими винтами. Проведен анализ влияния параметров n , n , x , y , z на характер изменения аэродинамических интерференционных коэффициентов ПГ. Показано, что максимальные величины приращений соответствуют максимально допустимым величинам n , n и минимальным значениям параметра $= y_s / L_{\text{ф}}$ (где $L_{\text{ф}}$ - длина фюзеляжа ПГ).

Разработаны математические модели динамики отделения ПГ для штатных пусков (с системой управления) и аварийных сбросов. Проведены параметрические исследования устойчивости, управляемости и безопасности отделения ПГ на стартовом участке полета. Показано, что действие интерференционных возмущений в совокупности с другими факторами (вертикальными и горизонтальными порывами ветра), может быть причиной соударения ПГ с самолетом-носителем. Предложены мероприятия, при выполнении которых обеспечиваются все требования к безопасному отделению ПГ от самолета-носителя.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МОДАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И РАСЧЁТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ОТ ФЛАТТЕРА

С.Ю. Мензульский, Р.В. Бура
s_menz@mail.ru, rayaalter500@gmail.ru

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

В процессе создания перспективного сверхзвукового летательного аппарата (ЛА) АО «КТРВ» были решены следующие проблемы динамики конструкции:

- расчёт критической скорости флаттера;
- падение точности функционирования системы управления, вызванная колебаниями конструкции летательного аппарата (динамическая аэросервоупругость).

Для решения задачи флаттера разработаны специализированные упруго-массовая и аэродинамическая модели ЛА в расчётном комплексе MSC.Nastran/FlightLoads. Получены и верифицированы по результатам лётных испытаний параметры динамических аэроупругих характеристик.

В процессе лётно-конструкторских испытаний перспективного сверхзвукового изделия АО «КТРВ» была выявлена аэросервоупругая динамическая неустойчивость в канале крена, приводящая к существенному снижению точности функционирования системы управления и падению лётно-технических характеристик (ЛТХ). Ни один из современных программных комплексов не позволяет рассчитать данный процесс с учётом всех требуемых факторов.

Была разработана методика, позволяющая с помощью интеграции различных расчётных пакетов смоделировать работу системы управления летательного аппарата на упругой конструкции с учётом влияния набегающего потока воздуха. По результатам работы в алгоритмы управления ЛА были внесены доработки, обеспечивающие достижение требуемых ЛТХ.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННОГО НЕСТАЦИОНАРНОГО ОБТЕКАНИЯ ТЕЛ МЕТОДОМ ВИХРЕВЫХ ПЕТЕЛЬ

С.А. Дергачёв

sadergachev@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

При математическом моделировании нестационарного обтекания подвижных деформируемых тел безграничным потоком несжимаемой жидкости наиболее эффективными с точки зрения быстродействия являются бессеточные вихревые методы. Применение сеточных методов осложнено необходимостью переразбиения сетки на каждом шаге расчета и ограниченностью расчетной области.

Среди бессеточных методов моделирования пространственных течений известны метод дискретных вихрей и методы изолированных частиц-вортонов. В методе дискретных вихрей завихренность моделируется замкнутыми рамками, состоящими из отрезков. Вне отрезков завихренность отсутствует. Вихревой след, полученный в результате расчета представляет собой поверхности (вихревые пелены). Метод позволяет успешно моделировать обтекание тел, в которых области схода вихревого следа легко определить до проведения расчета и задать такие области в составе исходных данных. Для моделирования течения вблизи плохообтекаемых тел больше подходят методы, в которых области схода пелены не требуется задавать заранее. В таких методах вихревой след моделируется отдельными элементами, которые перемещаются по полю скорости в потоке и сохраняют при этом завихренность - методы изолированных частиц-вортонов. По теореме Гельмгольца вихревые линии в среде не могут обрываться и опираются на границы среды или замкнуты. В методах изолированных частиц-вортонов основная часть завихренности сосредоточена в отрезке, точке или эллипсоиде, а дополнительная присоединенная завихренность распределена в пространстве вокруг и стремится к нулю на бесконечном удалении. При моделировании тел большого удлинения присоединенная завихренность приводит к существенным ошибкам вычисления гидродинамических нагрузок.

В работе предлагается в качестве элемента вихревой пелены использовать замкнутую пространственную кривую – вихревую петлю, которая аппроксимируется ломаной линией, состоящей из вихревых отрезков. Узлы ломаных линий переносятся по полю скорости в процессе расчёта. Для обеспечения устойчивости расчета используются алгоритмы удаления шпилек [1], перезамыкания [2] и авторский метод перераспределения узлов вдоль петли.

Используется гипотеза схода потока завихренности со всей поверхности обтекаемого тела. Геометрия создаваемых петель при обтекании тела не задается до начала расчета, а определяется в процессе расчёта на основе распределения потенциала интенсивностей вихревых рамок [2]. Для контроля проникновения сегментов петель в тело используется авторский алгоритм, основанный на алгоритме Дейкстры. Расчет распределения давления по поверхности тела производится с использованием аналога интеграла Коши-Лагранжа.

Программа реализована на языке С. Трудоемкие алгоритмы реализованы с применением параллельных вычислений. При этом используется библиотека MPI. При проведении расчетов использовался кластер 10Р МСЦ РАН. На разработанную программу MVortexLoops получено свидетельство государственной регистрации программы для ЭВМ №2017614587.

В настоящей работе приведены результаты расчетов обтекания сферы, крыла конечного размаха и удлиненного цилиндрического тела при различных углах атаки.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

Проведен анализ обтекания сферического тела при числах Рейнольдса близких к кризису сопротивления. Определены параметры расчетной схемы. Для удлиненного осесимметричного тела проведено сравнение результатов расчетов распределения давления по поверхности тела с расчетами, проведенными с сеточными методами.

Результаты моделирования показывают достаточное для инженерных приложений совпадение с результатами экспериментов, что допускает применение разработанного метода в процессе аэрогидробаллистического проектирования летательных аппаратов.

Литература

1. Chorin, A.J. Hairpin removal in vortex interactions II, // Jour. of Comput. Phys., 1993. №107, . – P. 1-9
2. Weibmann S., Pinkall U., Filament-based smoke with vortex shedding and variational reconnection//ACM Transactions on Graphics, 2010. Vol. 29, No. 4, Article 115.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В МОДЕЛЬНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ REACTINGCENTRALFOAM

К.Б. Кошелев
С.В. Стрижак

koshelevkb@mail.ru,
strijhak@yandex.ru

ИСП РАН, г. Москва

Вычислительная газодинамика широко используется в процессе проектирования различных технических устройств, позволяя использовать сложные физико-математические модели. Кроме того, результаты расчетов могут быть применены для интерпретации и лучшего понимания работы экспериментальных установок. СПО OpenFOAM по своей структуре и гибкости вполне может быть выбран в качестве базового пакета для моделирования сжимаемых реагирующих газовых потоков в камерах сгорания ракетных двигателей. Пакет OpenFOAM позволяет использовать множество решателей, реализующих конкретные модели течения газов. В ИСП РАН было разработано семейство решателей для моделирования течений в широком диапазоне чисел Маха. В частности, решатель reactingCentralFoam был разработан для вычислений течений многокомпонентных реагирующих смесей. Целью данной работы является проведение вычислений и оценка результатов моделирования известного тестового примера «Penn State Pre-burner Combustor» с использованием решателя reactingCentralFoam. Течение газовой смеси описывается уравнениями неразрывности, движения и энергии, записанными для случая сжимаемого, вязкого, теплопроводного, реагирующего газа, $k-\omega$ моделью турбулентности, а также уравнениями неразрывности для каждого компонента смеси. Система уравнений замыкается уравнением состояния для смеси идеальных газов, калорическим уравнением, формулами для вычисления вязкости, теплопроводности, теплоемкости, коэффициента диффузии смеси. Модель химической кинетики, использующая 9 компонентов и 23 химические реакции, применяется для процесса горения водорода и кислорода. Моделирование выполняется в осесимметричной 2D постановке. Для ее реализации в рамках пакета OpenFOAM используются граничные условия типа «клин». В результате расчетов значение давления в основной камере составило 5.22 МПа. Эта величина отличается менее 0.1% от измеренного давления. Максимальная рассчитанная температура чуть больше 3500 К, что также соответствует всем ранее проведенным расчетам. Приводятся также временные и пространственные распределения температуры, скорости, концентраций отдельных химических компонентов.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

Таким образом, можно сделать вывод, что решатель reactingCentralFoam можно успешно применять для моделирования течений сжимаемого газа, осложненных наличием химических реакций.

АНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД РАСЧЕТА НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С УЧЕТОМ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ

**Ю.И. Виноградов, А.И. Маслов, Г.Б. Меньков,
В.В. Улесов, С.В. Шалыга, Г.И. Бадамшин
g-25@bk.ru**

МГТУ имени Н.Э. Баумана, г. Москва
АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Решение уравнений классической теории для конической оболочки содержат быстро изменяющиеся функции. Это создает трудности для численных методов решения краевых задач.

Во-первых, из-за необходимости применять специальные вычислительные приемы, например ортогонализацию решений, для получения хорошо обусловленных матриц систем алгебраических уравнений при определении произвольных постоянных из граничных условий.

Во-вторых, при численном решении трудно гарантировать точность получаемых результатов.

Поэтому в настоящей работе строится аналитическое решение уравнений классической теории в специальных функциях. Это дает возможность согласно предложенному методу функционального нормирования выделить доминирующие решения и простым нормированием добиться хорошей обусловленности матрицы линейных алгебраических уравнений для определения произвольных постоянных из граничных условий.

ОБОРУДОВАНИЕ И МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ СФЕРИЧЕСКИХ ШАРНИРНЫХ ПОДШИПНИКОВ В ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ

**Ю.И. Виноградов, А.И. Маслов, А.В. Шишурин,
С.В. Шалыга, Г.И. Бадамшин
g-25@bk.ru**

МГТУ имени Н.Э. Баумана, г. Москва
АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Тяжелые условия работы сферических шарнирных подшипников (СШП), а именно высокие нагрузки, широкий диапазон рабочих температур, эксплуатация в вакууме, на воздухе и других средах обуславливает специфику методики экспериментального исследования и конструкцию испытательного оборудования. Малые габариты подшипников в сочетании с действием перечисленных факторов, а также необходимость экспериментальной оценки антифрикционных характеристик, существенно усложняют задачи по созданию силовых и измерительных узлов испытательных стендов. Малые диаметры посадочных отверстий подшипников ограничивают габариты как силовых, так и кинематических узлов, что приводит к их неработоспособности.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

Результаты, полученные в данной работе, позволили дать обоснованные и проверенные рекомендации по применению и эксплуатации материалов и антифрикционных покрытий для СШП в узлах трения изделий ракетно-космической техники.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ РАСКРЫТИЯ ЭЛЕМЕНТА КОНСТРУКЦИИ В ПЛОСКОПАРАЛЛЕЛЬНОМ ПОТОКЕ

И.К. Марчевский

iliamarchevsky@mail.ru

МГТУ имени Н.Э. Баумана, г. Москва

В конструкциях современных летательных аппаратов часто применяются складные элементы, такие как крылья и рули. При их раскрытии в потоке могут возникать значительные нестационарные нагрузки, связанные с процессом интенсивного вихреобразования. Определение этих нагрузок расчетным путем до настоящего времени является актуальной задачей.

В работе рассматривается задача о расчете динамики раскрытия элемента конструкции в условиях его обтекания потоком среды. Движение происходит с низкими дозвуковыми скоростями, когда сжимаемостью среды можно пренебречь. В данной работе рассмотрена модельная задача в упрощенной плоскопараллельной постановке, основная конструкция и раскрывающийся элемент моделируются профилями или системами профилей.

Для проведения гидродинамического расчета применяется бессеточный лагранжев вихревой метод, основанный на моделировании генерации завихренности на обтекаемых профилях и ее эволюции в потоке среды. Преимущество вихревых методов состоит в возможности эффективного моделирования обтекания подвижных профилей при минимальных вычислительных затратах по сравнению с расчетом неподвижных профилей.

Использование новых модификаций расчетных схем вихревых методов позволили повысить точность моделирования обтекания профилей даже при достаточно грубой аппроксимации обтекаемых поверхностей.

Разработанные модели и алгоритмы позволяют оценить нестационарные гидродинамические нагрузки, действующие на раскрываемый элемент конструкции, а также решить задачу в сопряженной постановке, оценив момент, который должен развивать привод для раскрытия моделируемого элемента.

Использование вихревых методов позволяет решать подобные задачи при существенно меньших затратах вычислительных ресурсов по сравнению с сеточными методами, что важно при выборе проектных параметров разрабатываемых технических систем и элементов конструкции.

**КАВИТАЦИОННОЕ ОБТЕКАНИЕ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ТЕЛ,
ФОРМИРУЕМОЕ КОЛЬЦЕВЫМ КРЫЛОМ В ВЕРТИКАЛЬНОМ
НИСХОДЯЩЕМ ПОТОКЕ. МАТЕРИАЛЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ
ИССЛЕДОВАНИЙ**

В.П. Махров, А.И. Юрьев

k608@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В работе представлены материалы экспериментальных лабораторных исследований кавитационного обтекания цилиндрических тел в нисходящем потоке жидкости. Подобные исследования проводятся, например, при рассмотрении условий подводного старта баллистических ракет. Особенность данных исследований состояла в том, что каверна, охватывающая тело, формируется, в отличие от известных решений, новым способом – с использованием кольцевого крыла, циркуляционное воздействие которого на каверну позволяет формировать обтекание с замыканием границ каверны в заданном сечении тела. Экспериментальные исследования проводились на проливном гидродинамическом стенде ЦАГИ с использованием разработанных и созданных в МАИ моделей цилиндрических тел различного удлинения с крыльевыми кольцевыми насадками, устанавливаемыми в носовой части моделей. Во избежание неоднозначности трактовки результатов исследования, технология проведения экспериментов принималась полностью соответствующей ранее проводившейся на указанном стенде авторами работ [1,2]. В частности, выбранные для моделей геометрические параметры каверно-формирующих элементов (диска-кавитатора, системы поддува газа, скорости потока и проч.) повторяли и соответствовали условиям работы на стенде. Все замеры повторялись и регистрировались аппаратурой стенда, что позволило говорить о надёжности и достоверности полученных данных. Анализ этих данных, во-первых, подтвердил главную особенность кавитационных течений, формируемых с помощью кольцевого крыла: их многопараметричность, подобно течению Лайтхилла – Шушпанова [3].

Исследования также показали возможность управления таким обтеканием с эффектом существенного снижения сопротивления моделей при минимальных расходах газа на формируемое обтекание.

Литература

1. Гульнев С.И., Капанкин Е.Н. Об особенностях кавитационного обтекания тел вертикальным потоком. // Учёные записки ЦАГИ, т.VI, №2, 1975. с.56-62.
2. Дегтярь В.Г., Пегов В.И. Гидродинамика подводного старта ракет. - М.: Машиностроение-Полёт. 2009.
3. Махров В.П. Гидродинамика кавитационных течений, формируемых внешними гидродинамическими особенностями. – М.: Изд-во МАИ, 2011.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

ОБЛАСТЬ ПРИМЕНИМОСТИ РЕЖИМОВ СВЕРХМАНЕВРЕННОСТИ В БЛИЖНЕМ ВОЗДУШНОМ БОЮ

Г.Е. Арапов¹, В.Н. Желнин², М.В. Желонкин²
zhelonkinmichael@mail.ru

¹ОАО «ОКБ Сухого», г. Москва

²ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского», г. Жуковский

Одним из главных свойств истребителя с отклоняемым вектором тяги на режимах сверхманевренности является его способность, за счет выхода на большие углы атаки, применить оружие при таких углах пеленга цели, при которых обычный истребитель сделать этого не может. За счет использования сверхманевренности в ближнем бою достигается опережение в пуске ракеты, что фактически предопределяет исход боя. Однако, применение данного режима приводит к потере скорости, что лишает истребитель возможности эффективно маневрировать в пространстве. Это обстоятельство может иметь опасные последствия для него со стороны атакованного им, в том случае если ракета по какой-либо причине не достигла своей цели. Поэтому важным является применение режимов сверхманевренности тогда, когда их использование позволяет достичь максимальной эффективности и безопасности, а негативные последствия, вызванные потерей скорости, могут быть скомпенсированы в дальнейшем правильными действиями лётчика.

Для определения границы возможного применения сверхманевренности для различных тактических условий воздушного боя на комплексе моделирования воздушного боя ЦАГИ было проведено статистическое моделирование (с ограничением эксперимента по времени $t_{\text{мод}}=2$ мин) по следующей методике:

- задаются начальные условия, завязка боя происходит на встречно пересекающихся курсах.;
- оператор на пилотажном стенде во время боя за счёт использования режима сверхманевренности стремится опередить противника в пуске ракеты и уклониться от ответной атаки;
- оператор на рабочем месте лётчика также старается занять выгодное положение для применения оружия, используя при этом режимы полёта, обеспечивающие ему максимальную угловую скорость разворота по курсу.

По результатам моделирования была определена область возможного применения режимов сверхманевренности в ближнем воздушном бою.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ВНЕШНИХ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ

Е.В. Чебаков

ChebakovEvgeny@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Одним из важнейших разделов проектирования космических аппаратов (КА) является определение его ориентации в космическом пространстве, что в настоящее время обеспечивается традиционными способами, основанными на использовании оптических или электромагнитных проборов. Кроме того, ведутся разработки различных подходов к созданию резервных и альтернативных систем ориентации. Один из таких подходов заключается в анализе внешнего теплового воздействия, который в целях

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

повышения надежности и точности ориентации КА может быть использован в качестве резервной или дополнительной.

Определение ориентации КА по результатам анализа внешнего теплового воздействия приводит к необходимости решения двух обратных задач теплообмена: в первую очередь по внутренним температурным измерениям определяются внешние тепловые потоки, подводимые к поверхности аппарата, а затем проводится расчет углового положения КА по полученным значениям тепловых потоков.

Тепловые потоки, воздействующие на КА в системе Солнце-КА-планета, целесообразно определять с помощью аналитических выражений, представленных в работах [1 – 3].

Как известно, угловое положение аппарата в орбитальной системе координат задается тремя углами. В работе составлена система уравнений, для которой выражены три неизвестных угла, которые содержатся в трех компонентах суммарного радиационного излучения. Формулы прямого и отраженного от планеты солнечного излучения и собственного излучения планеты преобразованы так, чтобы они зависели от этих трех неизвестных углов. Также для численного решения системы уравнений определены частные производные трех компонентов радиационных тепловых потоков и их составляющих по трем неизвестным углам.

Ориентация КА определяется с помощью полученной системы уравнений, решение которой осуществляется методом сопряженных направлений.

На данный момент определяются начальные условия углового положения КА для околопланетного космического пространства.

Литература

1. Константинов М.С., Каменков Е.Ф. и др. Механика космического полета, ред. Мишина В.П. М.: Машиностроение. 1989. 408с.
2. Козлов Л.В., Нусинов М.Д. и др. Моделирование тепловых режимов космических аппаратов, ред. Петрова Г.И. М.: Машиностроение. 1971. 382с.
3. Малоземов В.В., Рожнов В.Ф., Праветский В.Н. Системы жизнеобеспечения экипажей летательных аппаратов. М.: Машиностроение. 1986. 584с.

МЕТОД ПОВЫШЕНИЯ ЖИВУЧЕСТИ АГРЕГАТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

А.А. Золотов, Э.Д. Нуруллаев
ned@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Представлен метод прогнозирования надежности и повышения живучести ракетно-космических систем при возникновении нештатных ситуаций и частичных отказов обеспечивающих устройств.

Показано, что применение стратегии чередования штатных и облегченных режимов работы позволяет существенно увеличить среднее время безотказного функционирования.

Представлена оптимизация периодичности переключения между штатными и облегченными режимами работы.

Определены области целесообразного применения циклического режима работы в зависимости от надежности переключателя.

Работоспособность методики проиллюстрирована на модельном примере.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

Полученные результаты могут служить руководством для инженеров при решении задач обеспечения надежности и живучести ракетно-космических систем в процессе разработки и реализации целевых космических программ.

ПРИМЕНЕНИЕ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ КЛАССИФИКАЦИИ ЭЛЕМЕНТОВ КОРПУСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В.Н. Булгаков, Р.А. Рацлав, Д.А. Сапожников, И.В. Чернышев
des_end@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Смоделирована многослойная полносвязная однонаправленная нейронная сеть для решения задачи классификации элементов поверхностей по имеющемуся набору точек с целью последующего определения коэффициента давления на элементах. Обучение нейронной сети проводится по зашумленной синтетической выборке, имитирующей реальную расчетную сетку на теле. Классы формируются из семи фундаментальных поверхностей, наиболее часто используемых при проектировании летательных аппаратов.

Верификация сети проводится на синтетическом наборе данных, который не участвуют в обучении. Рассматриваются дальнейшие перспективы модификации и настройки модели, способные повысить качество классификации.

РЕШАЮЩИЕ ДЕРЕВЬЯ В ЗАДАЧЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КЛАССА ЭЛЕМЕНТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В.Н. Булгаков, Р.А. Рацлав, Д.А. Сапожников, И.В. Чернышев
des_end@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Работа посвящена классификации элементов расчетной сетки на поверхности летательного аппарата для уточненного задания начального распределения давления. В качестве объекта классификации рассматриваются наборы ячеек расчетной сетки. Для решения поставленной задачи построено решающее бинарное дерево, в вершинах которого стоят обученные пороговые предикаты, отделяющие одни классы поверхностей от других.

Алгоритм позволяет быстро классифицировать элементы поверхностей летательного аппарата, и сравнительно прост в настройке. Обучение модели проводится на сгенерированной обучающей выборке, а проверка на переобучение – посредством перекрестной проверки.

Дополнительные расширения алгоритма, не имеющие отношения к непосредственному принятию решений, определяют коэффициенты поверхности, к которой принадлежал объект классификации, что позволяет применять точные формулы для определения давления на отдельно взятом элементе поверхности.

АДАПТИВНАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ ПРОДОЛЬНОГО УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

М.В. Зенченко, Г.Г. Плавник
nevelsk45@yandex.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Система угловой стабилизации беспилотного летательного аппарата должна обеспечивать заданное угловое положение беспилотного летательного аппарата на всей траектории. При этом необходимо выполнять требования к качеству переходных процессов отработки внутренних и внешних возмущающих воздействий, таких как неточности знания массовых, центровочных и инерционных характеристик беспилотного летательного аппарата, разбросы значений аэродинамических характеристик (АДХ), неточности знания положения вектора тяги, ветровые воздействия, неточности знания параметров атмосферы и др.

Кроме того, необходимо учитывать возмущающие факторы, вносимые измерительными системами: неточностями установки измерительных приборов, погрешностями и шумами измерений, вибрационными воздействиями в местах установки датчиков.

В реальных условиях полета беспилотного летательного аппарата реализуется априорно неизвестный режим возмущенного движения в условиях параметрической неопределенности.

Перед разработчиком системы угловой стабилизации стоит задача обеспечения требуемого качества переходных процессов во всем диапазоне изменяющихся условий полета.

В таких условиях коэффициенты стабилизации должны зависеть от изменяющихся условий полета.

Для решения этой задачи предлагается методика обеспечения адаптивной стабилизации, основанная на определении коэффициентов стабилизации продольного углового движения беспилотного летательного аппарата в процессе полета на основе идентифицируемых в процессе полета характеристиках беспилотного летательного аппарата.

В качестве показателей эффективности рассматриваются комплексный критерий точности и быстродействия системы: величина ошибки и быстродействие.

РАСЧЕТ ДАВЛЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ ЗАТУПЛЕННЫХ КОНУСОВ С УЧЕТОМ РАЗРЫВА КРИВИЗНЫ ОБРАЗУЮЩЕЙ ТЕЛА ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ

В.Н. Булгаков, В.П. Котенёв, Д.А. Сапожников
vlbulg.jr@gmail.com, des_end@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Носовые части летательных аппаратов часто представляют собой затупленные по сфере конусы. При этом в точке сопряжения сферы и конуса возникает разрыв кривизны образующей. Функция давления при переходе через сопряжение терпит разрыв производной, что затрудняет аналитическое определение коэффициента давления по поверхности конуса.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

В ходе исследований было найдено аналитическое выражение для определения коэффициента давления на затупленном по сфере конусе, однако в полученном выражении имелись свободные параметры, не подлежащие прямому определению. Для их определения использовались методы оптимизации. В результате полученные аппроксимации неизвестных параметров позволяют определить коэффициент давления на поверхности затупленного конуса в широком диапазоне чисел Маха и углов полураствора конуса, а сравнение с известными численными решениями показывает приемлемую точность данной формулы.

ВОССТАНОВЛЕНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ В ВОЗМУЩЁННОЙ ОБЛАСТИ ОКОЛО СФЕРЫ СРЕДСТВАМИ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ

В.П. Котенёв, А.С. Пучков, Д.А. Сапожников, Е.Г. Тонких
des_end@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Решается задача восстановления распределения давления в возмущенной области около сферы по имеющимся значениям на теле и ударной волне с верификацией по табличным данным. Рассматривается сверхзвуковое невязкое обтекание сферы в диапазоне чисел Маха от 1.5 до 20. В качестве исходных данных используются известные соотношения для определения давления на сфере [1] и скачке уплотнения [2].

Предлагается два подхода к решению данной задачи. В первом случае решается задача машинного обучения – восстановление нелинейной трехпараметрической регрессии в предположении о независимости трех параметров – числа Маха, угловой и нормальной координат. Вдоль независимых направлений поочередно строилась нелинейная регрессия. Параметры первой регрессии применяются в качестве исходных данных для регрессии по второму направлению, а параметры второй - для определения параметров третьей. Качество полученной модели оценивается по коэффициенту детерминации R^2 в сравнении с незадействованными при построении модели известными данными [3].

Второй подход - восстановление зависимости с применением модификации метода Шепарда. В данном случае настраивается значение одного из пяти коэффициентов весовых функций, остальные коэффициенты определяются по априорно известным значениям давления и производной давления на теле и волне. Качество построенной модели оценивается также по значению R^2 .

Литература

1. Котенев В. П. Точная зависимость для определения давления на сфере при произвольном числе Маха сверхзвукового набегающего потока // Математическое моделирование. 2014. Т. 26. №9. С. 141-148.
2. Г. Н. Абрамович Прикладная газовая динамика 5-е издание, перераб. и доп. – М.: Наука, Гл. ред. физ-мат. лит, 1991. – 600 с.
3. Любимов А. Н., Русанов В. В. Течения газа около тупых тел. – М.: Наука, 1970. – 30 – 49 с.

ПРИМЕНЕНИЕ АНАЛИТИЧЕСКОЙ ЗАВИСИМОСТИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ НА ЗАТУПЛЕННОМ КОНУСЕ ПРИ ПРОСТРАНСТВЕННОМ ОБТЕКАНИИ

В.П. Котенёв, А.С. Пучков, Д.А. Сапожников, Е.Г. Тонких
des_end@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

В работе проведено обобщение аналитической зависимости для расчета давления на поверхности затупленных конусов, обтекаемых осесимметричным сверхзвуковым потоком газа с учетом разрыва кривизны образующей [1], на случай обтекания при углах атаки, для которых не возникают аэродинамические токи.

Исследование проводилось с использованием метода локальных конусов. Затупленный конус представлялся как дискретный набор четырехугольных элементов. Для каждого элемента, строился эквивалентный конус отличным от исходного углом полураствора так, что его ось совпадала с направлением набегающего потока, таким образом, учитывалось влияние угла атаки. Давление на элементе конуса принималось равным давлению на соответствующем локальном конусе. Для учета сферического сопротивления применялся метод, изложенный в работе [2].

Верификация результатов позволяет сделать вывод об эффективности данного подхода [3,4]. В качестве параметров для сравнения использовались аэродинамические коэффициенты сопротивления и подъёмной силы.

Литература

1. В. Н. Булгаков, В. П. Котенев, Д. А. Сапожников Моделирование сверхзвукового обтекания затупленных конусов с учетом разрыва кривизны образующей тела.-Математическое моделирование и численные методы , 2017 №2.
2. Котенев В.П. Точная зависимость для определения давления на сфере при произвольном числе Маха сверхзвукового набегающего потока // Математическое моделирование. 2014. Т. 26. №9. С. 141-148.
3. Любимов А. Н., Русанов В. В. Течения газа около тупых тел.-М.: Наука, 1970. – 379 с.
4. Лунев В.В., Магомедов К.М., Павлов В.Г. Гиперзвуковое обтекание притупленных конусов с учетом равновесных физико-химических превращений. – М.: ВЦ АН СССР, 1968.

МЕТОДИКА РАСЧЕТА СТЕПЕНИ БЛОКИРОВКИ ТЕПЛООБМЕНА В ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА ПОВЕРХНОСТИ ЗАТУПЛЕННОГО КОНУСА ВДУВОМ ГАЗА

В.В. Горский, А.Г. Локтионова
gorsknat@yandex.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов
МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

К числу наименее изученных вопросов теории ламинарно-турбулентного теплообмена относится проблема расчета степени блокировки вдувом газа через поверхность тела, обтекаемой вязким и теплопроводным газом. В то же время данная проблема является весьма актуальной для ракетно-космической техники, так как эксплуатация

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

большинства используемых в ней теплозащитных материалов сопровождается вдувом газа в ламинарно-турбулентный пограничный слой.

Используемые на практике методики расчета этой функции базируются исключительно на результатах экспериментальных исследований, полученных во второй половине прошлого века и характеризующихся недопустимо большими разбросами.

В данной работе на основе результатов систематических численных решений двумерных уравнений ламинарно-турбулентного пограничного слоя, полученных для затупленных конусов, предложена инженерная методика расчета функции блокировки конвективного теплообмена вдувом газа, которая базируется:

- на представлении этой функции в виде двух ее составляющих, первая из которых соответствует ослаблению теплообмена в ламинарном пограничном слое, а вторая – увеличению этой функции, связанного с наличием турбулентных пульсаций в этом слое;
- на использовании понятия о вкладе турбулентных пульсаций в тепловой поток, подводимый к стенке;
- на расчете указанного вклада путем сравнения тепловых потоков, полученных в ламинарно-турбулентном и ламинарном пограничном слое;
- на получении оптимальной зависимости для расчета уменьшения функции блокировки теплового потока от вклада турбулентных пульсаций в тепловой поток.

Полученные в данной работе аппроксимационные формулы позволяют обеспечить расчет функции блокировки теплового потока в ламинарно-пограничном слое с точностью, удовлетворительной для большинства практических приложений.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КИНЕТИКИ ОКИСЛЕНИЯ УГЛЕРОДА НА БАЗЕ АНАЛИЗА РЕЗУЛЬТАТОВ АБЛЯЦИОННЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ В СТРУЯХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

В.В. Горский, А.А. Дмитриева, А.А. Оленичева
gorskmat@yandex.ru, dmitrieva_aleks@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

На сегодняшний день углеродные материалы относятся к числу самых востребованных абляционных теплозащитных покрытий, используемых в ракетно-космической технике. Унос массы данных материалов сопровождается протеканием целого ряда процессов, к числу которых относятся: окисление, сублимация, нитрирование и эрозия. При этом качественное проектирование тепловой защиты данного класса неотделимо от необходимости исследования основных закономерностей протекания каждого из указанных процессов. В представленной работе рассмотрен вопрос о механизме термохимического разрушения углеродного материала вследствие его гетерогенного окисления.

Напрямую получить данные о поведении материала в тех или иных условиях возможно только при проведении натуральных экспериментов. Однако данный подход отличается крайней дороговизной, а в ряде случаев, является недоступным. Альтернативным способом изучения механизма разрушения углеродных материалов являются стендовые эксперименты с последующим переносом полученных результатов на натурные условия.

В данной работе:

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

- приведена принципиальная схема проведения стендовых абляционных экспериментов для плотного углеродного материала;
- описана расчетно-теоретическая модель абляции углерода, обусловленной процессом гетерогенного окисления материала. При формировании данной модели была принята наиболее распространенная гипотеза о протекании реакции окисления углерода в среде молекулярного кислорода, согласно которой за процессом хемосорбции кислорода происходит распадаения его молекул на атомы, которые уже непосредственно участвуют в химической реакции с образованием оксида углерода;
- изложена методика определения кинетических констант, входящих в принятую модель абляции;
- приведен пример решения оптимизационной задачи по определению кинетических констант гетерогенного окисления углерода.

Найденные по изложенной методике свойства углеродного материала можно использовать для прогнозирования величины обгара теплозащитных покрытий изделий ракетно-космической техники в условиях их эксплуатации в кислородсодержащей среде, в том числе при воздействии на них высоких температур.

ИНЖЕНЕРНЫЕ МЕТОДЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ НЕКОТОРЫХ ГИДРОГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ЯВЛЕНИЙ, РЕАЛИЗУЮЩИХСЯ ПРИ ПОДВОДНОМ СТАРТЕ ЛА

**А.В. Плюснин
Ю.Р. Сабиров**

andrey.plusnin@gmail.com

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Подводный старт ЛА сопровождается комплексом гидрогазодинамических явлений, приводящих к нестационарному силовому нагружению корпуса ЛА, пускового контейнера (ПК), подводного носителя в целом и его элементов. Раскрываемые в воде элементы управления/стабилизации ЛА также подвергаются существенному силовому воздействию.

На этапе проектирования ЛА требуется иметь достаточно точные представления о максимальном уровне реализуемых нагрузок и об общем характере протекания во времени гидрогазодинамических процессов, сопровождающих подводный старт, для чего необходимо применять те или иные методы математического моделирования.

В докладе представлены примеры приложения известных математических методов (граничных элементов, дискретных вихрей, конечных разностей) для численного моделирования ряда гидрогазодинамических процессов подводного старта ЛА. Расчетные подходы выбирались, по возможности, по принципу максимизации математической строгости в пределах вычислительной эффективности, приемлемой для инженерного уровня моделирования, а необходимые упрощения вводились с учетом сохранения ключевых физических особенностей моделируемых процессов.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО ВЫБРОСА ЛА ИЗ ПУСКОВОГО КОНТЕЙНЕРА С УЧЁТОМ СПЕЦИФИКИ ГАЗОТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ ЯВЛЕНИЙ

А.В. Плюснин

andrey.plusnin@gmail.com

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

При «минометной» схеме газодинамического выброса ЛА из пускового контейнера (ПК) в балансе сил, действующих на ЛА, доминирует так называемая «поршневая» сила. Эта сила создается избыточным давлением продуктов сгорания, которые аккумулируются за кормой ЛА в процессе функционирования стартового энергоустройства (ЭУ). Широкое распространение при реализации «минометной» схемы газодинамического выброса ЛА нашли ЭУ с твердотопливными зарядами.

Газотермодинамические процессы с рабочей средой, состоящей из продуктов сгорания твердотопливных ЭУ, имеют свою специфику. Неучет этой специфики может приводить к существенным просчетам в прогнозировании параметров газодинамического выброса ЛА из ПК, а также к неверной трактовке результатов экспериментальных исследований.

В докладе приведены примеры таких явлений как «вторичное» догорание продуктов сгорания при смешении с воздухом в замкнутом объеме за кормой ЛА, эффект присутствия в продуктах сгорания конденсированной фазы, отклонения термодинамических свойств газов от поведения идеального газа. Представлен качественный и количественный анализ этих явлений на основе методов расчетного моделирования, достаточно просто реализуемых в условиях инженерного проектирования.

III. Экспериментальная отработка, испытания и эксплуатация ракет и космических аппаратов

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАДИАЦИОННО-ИНДУЦИРОВАННЫХ ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКИХ ЭФФЕКТОВ В ТЕРМОЧУВСТВИТЕЛЬНОМ ЭЛЕМЕНТЕ

Ю.А. Волков¹, Д.А. Жуков², К.К. Иноземцева¹, В.В. Конюков²,
В.И. Крайнюков², М.Б. Марков¹
inozem.k0@gmail.com

¹ФГБУН Институт прикладной математики им. М.В.Келдыша РАН, г. Москва

²АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Рассматривается ситуация облучения интегральной схемы. Под воздействием излучения в материалах схемы выделяется энергия, причем ее распределение неоднородно. В результате релаксационных процессов в объекте возникают напряжения, которые представляют интерес с точки зрения исследования схемы на прочность.

Рассматриваемая модель представляет собой систему уравнений термоупругости в применении к набору материалов схемы, в основном, полупроводников и металлов. Скорость распространения возмущений температурного поля в параболическом уравнении теплопроводности бесконечна, так что использование его в модели радиационных эффектов в схеме, вызванных импульсным излучением, оказывается под вопросом. Поэтому вместо закона Фурье теплопроводности используется гиперболи-

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

ческое уравнение модели теплопроводности Каттанео. Исследуются процесс релаксации распределения энергии к равновесным значениям и сопутствующие деформации в схеме.

Типичной задачей в исследовании поведения термочувствительных элементов электронных схем является задача о термоударе, поэтому в качестве тестового расчета был выбран расчет напряжений в результате мгновенного нагрева поверхности термочувствительного элемента, так называемая задача Даниловской, у которой к тому же, существует аналитическое решение. Приведены результаты сравнения расчетных данных и аналитического решения.

РАСЧЕТНОЕ ОБОСНОВАНИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ МЯГКОЙ ПОСАДКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ

Д.А. Фёдоров, А.В. Толгский
rio@kbsm.su

Акционерное общество «Конструкторское бюро специального машиностроения» (АО «КБСМ»), г. Санкт-Петербург

Концепция развития российской пилотируемой космонавтики на 2006 – 2030 годы предусматривает поэтапное создание промышленной транспортной космической системы, освоение околоземного пространства, Луны и Марса. В соответствии с этой концепцией в настоящее время ПАО «РКК «Энергия» разрабатывает перспективный пилотируемый транспортный корабль (ППТК) «Федерация».

Процесс мягкой посадки возвращаемого аппарата (ВА) на поверхность планеты – одна из ключевых операций, непосредственно влияющих на выполнение общей программы полета. Обеспечение безотказного функционирования ВА (развёртывание научной аппаратуры для проведения исследований, спуск автоматического планетохода, выход экипажа в случае пилотируемой миссии) достигается за счет жестких требований к динамическим характеристикам аппарата на завершающем этапе посадки (от момента первого контакта с грунтом до полной остановки). Особенностью указанного этапа является необходимость погашения большой кинетической энергии ВА за счет смятия специальных сотовых энергопоглотителей, расположенных в посадочных опорах (ПО) ВА.

Начиная с 2012 года АО «КБСМ» совместно с АО «Арсенал-207» и ПАО «РКК «Энергия» занимается расчетно-теоретическим обоснованием и вопросами экспериментальной отработки ПО ППТК «Федерация». За это время расчетно-исследовательским отделением АО «КБСМ» накоплен значительный опыт использования суперкомпьютерных технологий для решения сложных вычислительно-емких задач механики деформированного твердого тела, в частности численного моделирования смятия сотовых энергопоглотителей.

В предлагаемой работе приводятся результаты расчетно-теоретического обоснования проектно-конструкторских решений на различных итерациях процесса синтеза облика конструкции ПО; обосновывается выбор конструкционных материалов в условиях предельных расчетных нагрузок и ограничений по массе.

Предлагаются схемно-конструктивные решения бросковых стендов, позволяющих моделировать условия штатной и расчетной нештатной посадки макетов ВА на различные типы грунтов. Результаты бросковых испытаний на полигоне АО «КБСМ» по-

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

зволют подтвердить правильность принятых конструкторских решений, проверить работоспособность ПО и уточнить разработанные расчетные модели.

ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЙ ПРИВОД ВЫСОКОЙ ТОЧНОСТИ И НАДЕЖНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ

А.С. Носов

alekstambov@mail.ru

Филиал ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» - «Конструкторское бюро «Мотор», г. Москва

В современной космической технике имеется большое количество задач, в которых требуется применение высокоточных линейных приводов. В настоящее время всё большее предпочтение отдается электромеханическим приводам.

В статье излагаются основы разработки и внедрения устройства преобразования вращательного движения в поступательное с высокой точностью и надежностью функционирования, обоснование выбора структуры, состава и параметров высокоточного электромеханического привода и научно-методического аппарата для его изготовления от получения технического задания до испытаний и ввода в эксплуатацию, с последующим обучением персонала.

Сравнительный анализ механизмов и приводов линейного перемещения показал, что более целесообразно создавать электромеханические приводы с применением планетарных роликвинтовых передач. Научные результаты, разработанные в ходе теоретических и экспериментальных исследований, позволили обосновать новые технические решения и улучшить характеристики планетарной роликвинтовой передачи, в том числе обеспечить высокую точность перемещения выходного звена.

На базе полученных научных результатов обоснована и разработана новая методика, позволяющая обосновать выбор структуры, состава и параметров электромеханического привода с использованием полученной беззазорной планетарной роликвинтовой передачи. В целях защиты интеллектуальной собственности на данную передачу получен патент «Устройство для преобразования вращательного движения в поступательное движение» № 2610747 от 01.10.2015 г.

Приведены результаты апробации предлагаемого научно-методического аппарата на примере изготовления и испытаний ПРВП 48x12, испытаний деформации тонкостенной гайки-оболочки для увеличения размерных допусков изготовления, определения отклонения размеров при обработке на станках с ЧПУ.

Внедрение разработанного модуля электромеханического привода позволит получить экономический эффект за счет:

- автоматизации узлов и агрегатов ракетно-космической техники;
- повышении точности и надежности работы привода;
- разработки отечественной беззазорной планетарной роликвинтовой передачи линейного перемещения высокой точности и надежности функционирования;
- простоты обслуживания, ремонта и замены модуля электромеханического привода на базе беззазорной планетарной роликвинтовой передачи;
- надежности и легкости программного управления;
- сокращении времени обучения и адаптации обслуживающего персонала;
- уменьшении количества обслуживающего персонала;
- сокращении расходов на техническое обслуживание и эксплуатацию электромеханического привода на базе планетарной роликвинтовой передачи в

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

целом в части уменьшения необходимого количества задействованных специалистов;

- отсутствии влияния на окружающую среду.

СИСТЕМОТЕХНИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ВНЕДРЕНИЯ ИННОВАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ГАЗИФИКАЦИИ ТВЁРДОГО ТОПЛИВА НА ОСНОВЕ МЕСТНЫХ ВОЗОБНОВЛЯЕМЫХ БИОРЕСУРСОВ И НИЗКОСОРТНОГО ИСКОПАЕМОГО СЫРЬЯ В ИНТЕРЕСАХ РАЗВИТИЯ ЛОКАЛЬНОЙ МАЛОЙ ЭНЕРГЕТИКИ В ЗОНАХ ДЕЦЕНТРАЛИЗОВАННОГО ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ

И.В. Тихомиров

tigor49@mail.ru

Филиал ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» - «Конструкторское бюро «Мотор», г. Москва

В целях диверсификации производства предприятий ОПК, в том числе с использованием двойных технологий, рассмотрены технические основы инновационного проекта по созданию быстроразвертываемого (полустационарного, мобильного) комплекса электрогенерирующего оборудования модульного исполнения для автономного применения в сфере малой энергетики на низкосортном твердом органическом, в том числе вторичном сырье, с внутрицикловой газификацией на основе новейшей технологии ИПХФ РАН, а также конверсионных технологий ракетно-космической отрасли.

Цель разработки. Создание малой автономной энергоустановки, имеющей реальную конкурентоспособность на перспективном мировом энергетическом рынке, для применения в локальной малой энергетике на местном возобновляемом сырье - биомассе (отходы производства, городские отходы и т.п.), на местном низкосортном ископаемом сырье (торф, бурые угли), в качестве источников электроэнергии на территориях с долговременными чрезвычайными ситуациями, на станциях зарядки электромобилей, в качестве экологически чистой альтернативы мусоросжигательным технологиям.

К ВОПРОСУ О ВЫБОРЕ ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВА СЕРВИСНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

О.В. Заикин

1zov1@mail.ru

4 ЦНИИ Минобороны России, г. Королёв

В настоящее время при совершенствовании системы сервисного обслуживания ракетных комплексов (РК) актуальным вопросом является выбор номенклатуры показателей, характеризующих качество сервисного обслуживания. Требования к этим показателям должны задаваться в контрактах на сервисное обслуживание и контролироваться по результатам выполненных работ (мероприятий).

Номенклатура показателей, должна определяться исходя из особенностей конкретных РК. Это конструктивные особенности, особенности эксплуатации, особенности ремонта и т.п.

В качестве показателей качества сервисного обслуживания РК предлагается рассматривать следующие группы показателей:

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

- показатели надежности, готовности и безопасности их эксплуатации;
- показатели оперативности выполнения работ (мероприятий) сервисного обслуживания;
- показатели полноты и качества выполнения работ (мероприятий) сервисного обслуживания.

При определении эффективности системы сервисного обслуживания необходимо также учитывать стоимостные (экономические) показатели.

Показатели качества и эффективности сервисного обслуживания могут учитываться при выборе исполнителя и заключении долгосрочных контрактов на сервисное обслуживание.

ПРОДЛЕНИЕ СРОКОВ ЭКСПЛУАТАЦИИ КОМПЛЕКСА С МБР УР-100Н УТТХ

А.Б. Черствов

AB_Cherstvov@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Систему организации и выполнения работ по продлению сроков эксплуатации (СЭ) ракетного комплекса (РК) можно представить в виде трех взаимосвязанных этапов:

I этап – организация и подготовка работ;

II этап – проведение исследований по обоснованию возможности продления СЭ;

III этап – принятие решения о продлении срока службы и практическое обеспечение боеготовности РК и безопасности его эксплуатации в период продленного СЭ;

Основные направления исследований по обоснованию возможности продления СЭ делятся на теоретические и экспериментальные.

Теоретические исследования включают в себя анализ технического состояния и надежности РК по результатам эксплуатации, дефектации и испытаний и анализ состава ЗИП, запасов ресурса, исследования причин отказов элементов.

Экспериментальные исследования проводятся по заранее разработанным программам и методикам и включают в себя:

- подготовку и проведение испытательных (учебно-боевых пусков) ракет с максимальными сроками эксплуатации;
- дефектацию ракет и наземного оборудования и проведение комплекса испытаний основных систем с целью оценки их технического состояния и определения запаса ресурса, в том числе ускоренные климатические испытания узлов, агрегатов, электрорадиоэлементов, резиновых технических изделий, материалов и огневые стендовые испытания двигательных установок.

Дефектация ракет, основных систем и агрегатов комплекса подтверждает наличие достаточного запаса ресурса, отсутствие признаков старения, влияющих на работоспособность исследуемых образцов. Одновременно испытательные пуски позволяют оценить и неконтролируемые в процессе дежурства элементы и параметры ракеты, в первую очередь, двигательные установки и лётно-технические характеристики.

В 2016 году завершился очередной этап ОКР по продлению сроков эксплуатации РК с МБР УР-100Н УТТХ, по результатам которого срок эксплуатации РК превысил более чем в три раза первоначально установленный, что не имеет аналогов в мировой практике.

НОВЫЕ ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ ПОДШИПНИКОВ КАЧЕНИЯ В УСЛОВИЯХ РЕАЛЬНОГО НАГРУЖЕНИЯ

В.В. Кириловский

proekt.33@yandex.ru.

МГТУ имени Н.Э. Баумана

Ответственные подшипниковые узлы космических и летательных аппаратов, обычно, требуют длительного ресурса надежной и безотказной работы. Поэтому при проектировании таких узлов проводят расчеты валов на статическую прочность и на выносливость, а также расчеты подшипников на долговечность. Расчеты ведут на основе расчетной схемы, в качестве которой все известные нам литературные источники рекомендуют использовать двухопорную балку (гладкую балку, установленную на две шарнирные опоры).

Из условий равновесия принятой схемы определяют значения реакций в опорах. От величины реакций зависит форма эпюр изгибающих моментов и, следовательно, зависят значения изгибающих моментов в поперечных сечениях вала и эквивалентные напряжения в них. А это, в свою очередь, при расчете вала на статическую прочность и на выносливость, определяет размеры поперечных сечений, положение опасного сечения, размеры и тип применяемых подшипников. Кроме того, реакции в опорах являются силами, действующими на подшипники. От их величины зависит ресурс работы подшипников. То есть от найденных реакций зависят почти все важнейшие параметры проектируемого механизма, а сами реакции зависят, в первую очередь, от типа расчетной схемы. Поэтому заключение о работоспособности многих элементов конструкции можно будет признать достоверным, если достоверны значения реакций в принятой расчетной схеме, и сама схема при этом является корректной.

На основе анализа характера взаимодействия деталей однорядных шариковых радиальных и радиально-упорных подшипников, а также роликовых конических подшипников установлено, что в условиях реального нагружения традиционная схема двухопорной балки не реализуется. А реализуется последовательность статически неопределимых расчетных схем: «заделка с дополнительной шарнирной опорой», «двухсторонняя заделка», «две сдвоенные шарнирные опоры». Экспериментальные исследования полностью подтвердили приведенные утверждения.

Как известно, реакции в статически неопределимых схемах превышают значения в двухопорной балке. Следовательно, потребуется пересмотреть методики расчета валов на статическую прочность и на выносливость, а также методику расчета подшипников на долговечность. Кроме того потребуется пересмотреть официальную и служебную информацию производителей подшипников (каталоги подшипников и методики их испытаний).

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ В ИЗДЕЛИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

К.В. Панкова, В.Н. Афанасьев, С.И. Бурцев, Р.В. Кустов
ksenia7465@rambler.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Разработка новых изделий для нужд оборонно-промышленного комплекса ставит большие задачи перед их создателями, требующих подтверждения на практике. В частности для корпусов летательных аппаратов, различных узлов конструкций и си-

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

стем применяют специальные испытательные стенды. Испытательные работы являются наиважнейшим этапом проверки изделия на работоспособность и неразрывно связаны с процессом проектирования. Известно, что при разработке современных ракет, примерно 40% всех возникающих в процессе проектирования проблем решается при помощи испытаний, что позволяет проводить корректировку параметров, конструкции и т.д. [1].

В данной работе приводятся основные требования для испытательного оборудования, в частности для тепловых испытаний специальных теплозащитных покрытий корпуса летательного аппарата на воздухе и в вакууме с обеспечением заданной температуры до 1500°C на воздухе.

Для разработки испытательного стенда для тепловых испытаний теплозащитных покрытий был проведен анализ существующих приборов и оборудования, в том числе зарубежных, работающих при заданной температуре. Учтены их недостатки и спроектирован нагреватель с требуемыми свойствами с учетом специфики применения его в структуре ОПК, в частности для реализации программы импортозамещения.

Литература

1. Мельников И.В. Роль испытаний в оптимизации процесса проектирования изделий ракетно-космической техники // Молодой ученый. 2011. №2, Т.1, с.38-41

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЖАРНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ, ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ ОСНАЩЕНИЯ ОБИТАЕМЫХ ГЕРМООТСЕКОВ МОДУЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А.С. Мелихов

anatoly.melihov@gmail.com

ФГБУ ВНИИПО МЧС России, г. Балашиха

Обитаемые гермоотсеки (ОбГО) модулей космических летательных аппаратов (КЛА) относятся к изделиям повышенной пожарной опасности в связи с тем, что атмосфера ОбГО значительное – до 40 % (об.) обогащена кислородом, в ОбГО используется большое количество электрооборудования, в конструкциях которого применяются большие массивы полимерных материалов, значительная часть из которых является интенсивно горящими в обогащенной кислородом атмосфере.

Практика показывает, что пожары в гермоотсеках с искусственной атмосферой, обогащенной кислородом, как правило, начинались от источников электрической природы. Поэтому вопросу обеспечения пожарной безопасности электрооборудования, предназначенного для эксплуатации в ОбГО модулей КЛА, уделяется пристальное внимание.

Выполнены исследования, по результатам которых разработаны инновационные технические решения, позволяющие создавать приборные блоки, электрические агрегаты, кабели и другие электрические составляющие систем КЛА пожаробезопасными в условиях ОбГО КЛА – при воздействии факторов космического полёта, влияющих на пожарную опасность элементов электрооборудования. Характер влияния факторов космического полёта на процессы воспламенения, горения и тушения материалов и веществ в ОбГО определялось по результатам теоретических и наземных экспериментальных исследований и был подтверждён результатами исследований на космической станции «Мир» в условиях орбитального полёта.

Патентами России № 2472225 и № 2410142 представлены устройства пожаробезопасных вентилируемых и невентилируемых радиоэлектронных блоков для обитае-

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

мых гермоотсеков с искусственной атмосферой различного давления, обогащенной кислородом. Предотвращение загораний и их развитие в условиях радиоэлектронных блоков основано на результатах изучения предельных режимов горения материалов и веществ, а также изучения естественно-конвективного движения газовой среды в ограниченных пространствах.

Патентами России № 2284203 и № 2410142 представлены способы предотвращения возгорания элементов электрооборудования и кабелей в условиях орбитального полёта, основанные на результатах изучения влияния невесомости на параметры динамического пограничного слоя при горении.

Определены сочетания значений тока и напряжения в электрических цепях, при которых в случае аварийных отказов, загораний в электрооборудовании не происходит.

Результаты разработок используются в настоящее время при создании электрооборудования для обитаемых гермоотсеков российских КЛА.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ МЕТОДЫ НЕЙТРАЛИЗАЦИИ ЗАПРАВОЧНОГО ОБОРУДОВАНИЯ И ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

**С.В. Лемешев, В.В. Назаренко, Р.А. Тугушев, А.В. Нежелъченко,
М.В. Телегин, П.В. Холковский, К.В. Холковский
lemeshev_svjatoslav@mail.ru**

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Компоненты ракетных топлив, используемые в ракетах-носителях с жидкостными ракетными двигателями представляют собой вещества, относящиеся к группе токсичных.

В общем виде КРТ делятся на горючее и окислитель. В настоящем докладе рассматривается ракетное топливо на основе несимметричного диметилгидразина (НДМГ) и азотного тетраоксида (АТ) или азотной кислоты (АК) и их модификаций.

Гидразинные горючие обладают сильным токсическим действием. Наиболее опасным источником отравления является вдыхание паров этих горючих. С экологической точки зрения потенциальная опасность при попадании НДМГ в объекты окружающей среды определяется его неограниченной растворимостью в воде, высокой летучестью, способностью к миграции, накоплению, высокой стабильностью в глубоких слоях почвы (месяцы и годы).

Тetraоксид азота является токсичным и агрессивным веществом. Как и у горючего наиболее опасным источником отравления является вдыхание паров окислителя. С экологической точки зрения потенциальная опасность при попадании АТ в объекты окружающей среды выражена в загрязнении почвы, грунтовых вод, а при значительных утечках возможно образование токсичных облаков паров АТ.

Возможен летальный исход при особо тяжелых случаях отравления указанными компонентами ракетных топлив.

В настоящем докладе изложены способы решения одного из проблемных вопросов при эксплуатации оборудования, работающего с КРТ, в том числе изделий РКТ. Таким проблемным вопросом является нейтрализация оборудования.

Целью работы является повышение безопасности при работе с компонентами ракетных топлив.

В данной работе проводится сравнение используемых в настоящее время методов нейтрализации и описан перспективный способ нейтрализации заправочного оборудования.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

МЕТОДИКА СРАВНЕНИЯ СУЩЕСТВУЮЩЕГО ОБОРУДОВАНИЯ С ЭТАЛОННЫМ

Ж.А. Барабаш, Н.Н. Коновалова, А.В. Молчанский
barabash_janna@mail.ru, natasha-guu@bk.ru, molchanskii@yandex.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Оборудование на предприятиях разделяют на основное и вспомогательное. К основному оборудованию относят оборудование, выполняющее технологические операции обработки заготовок и сборки изделий, предусмотренных номенклатурой изделий и производственной программой производственной структурой. Вспомогательное оборудование предназначено для обслуживания основного оборудования и не участвует в процессе изготовления деталей. Виды и типы станков:

- Станки общего назначения (широко-универсальные) - токарно-винторезные, вертикально- и горизонтально-фрезерные, вертикально- и радиально-сверлильные, круглошлифовальные и т.п.
- Станки общего назначения с повышенной производительностью - токарно-револьверные, токарные автоматы и полуавтоматы, продольно- и карусельно-фрезерные, бесцентро-шлифовальные и др. (менее универсальны, имеют меньший диапазон частот вращения и подач).
- Станки определенного назначения (специализированные) - зуборезные, зубофрезерные, токарно-копировальные и т.п. (для операций одного наименования, определенного типа деталей).
- Станки специальные — для выполнения только какой-либо одной операции в одном технологическом процессе. Специальные станки разделяются на два вида: обыкновенные специальные и агрегатные.

Уровень износа зависит от времени работы станка, условий эксплуатации, смены работы и является экспертной величиной.

Количество ремонтов – статистические данные за выбранный период с учетом времени простоя, рассчитывается по формуле

$$N_{\text{рем}} = \sum N * T_n$$

Время простоя – время, когда станок не работает, и на нем не производятся подготовительные действия;

Методика сравнения существующего оборудования с эталонным решает следующие задачи:

1. определения наиболее эффективных направлений и установления очередности осуществления мероприятий по развитию производственной структуры;
2. выбора наиболее экономически эффективных вариантов осуществления мероприятий по внедрению оборудования;
3. определения годовой экономии от внедрения нового оборудования.

Решение указанных задач основано на сравнении внедряемого варианта оборудования с некоторым эталоном. Правильный выбор эталонного оборудования является важным для получения надежных результатов определения экономической эффективности внедряемого оборудования.

1. При определении экономической эффективности мероприятий по внедрению нового оборудования в производственных структурах исследуются два вопроса:

- 1) насколько технически прогрессивно данное оборудование и должно ли оно быть принято к внедрению;

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

2) какова величина экономического эффекта внедрения данного оборудования в условиях исследуемой производственной структуры.

Для ответа на первый вопрос за эталон для сравнения показателей экономической эффективности принимается:

- а) лучшее внедренное отечественное и зарубежное оборудование;
- б) лучшее уже разработанное в проектах и апробированное оборудование.

Для получения ответа на второй вопрос за эталон принимаются:

а) новое оборудование, предназначенное для замены старого или автоматизация ручного труда;

б) наиболее распространенное в данной отрасли оборудование, если вновь внедряемые модели предназначены для производства на новых предприятиях или на новых производственных участках.

2. При разработке научно-исследовательскими, проектными и конструкторскими организациями проектов внедрения нового оборудования, строительства новых предприятий и сооружений эталоном для сравнения при определении величины экономического эффекта должна служить лучшая отечественная или зарубежная техника.

3. При решении вопроса о целесообразности усовершенствования или модернизации существующего оборудования сравнение должно проводиться с лучшей отечественной или зарубежной техникой, а также с существующей техникой до ее усовершенствования или модернизации.

Модернизации подлежат:

- уникальное оборудование;
- снятое с производства оборудование;
- оборудование с учетом существующей на предприятии оснастки.

О РЕЗУЛЬТАТАХ Д. АЧЕСОНА, Т. МУЛИНА ПО ОБРАЩЕННЫМ СТАБИЛИЗИРУЕМЫМ МАЯТНИКАМ В ЖУРНАЛЕ «NATURE»

Я. Д. Гордин¹, В.А. Грибков², А.О. Хохлов³
zenit-ab@mail.ru

¹АО «ВПК «НПО машиностроения»

²МГТУ им. Н. Э. Баумана

³ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

Найдена причина радикального расхождения расчетных и экспериментальных результатов, представленных в известной статье Д. Ачесона, Т. Муллина [1]. Как известно, задача устойчивости относительного вертикального положения равновесия обращенных стабилизированных маятников из нескольких звеньев решена в [1] с использованием маятниковой теоремы Д. Ачесона через собственные частоты прямых маятников (маятников в нижнем естественном положении).

В данной работе показано, что радикальное расхождение расчетных и экспериментальных результатов для двойного и тройного обращенных стабилизированных маятников вызвано значительной погрешностью экспериментального определения высших собственных частот маятниковых колебаний, через которые определены верхние границы области устойчивости маятников. Найдены отсутствующие в статье [1] параметры маятников, необходимые для проверки решения задачи устойчивости, получены собственные частоты прямых маятников, решена задача устойчивости и откорректированы расчетные области устойчивости обращенных стабилизированных двойного и тройного маятников.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

Показано, что

- использование геометрических и физико-механических параметров маятников [1], отличающихся от найденных в данной работе приводит к выходу собственных частот маятников из области допустимых (реальных) значений;
- выбранное в данной работе разбиение конечными элементами твердотельной модели маятников достаточно для получения необходимой точности расчетов (выполнена оценка сходимости алгоритма решения задачи методом конечного элемента);
- причиной увеличения высших экспериментальных собственных частот колебаний прямых маятников у Д. Ачесона, Т. Муллина является трение, вызывающее смещение резонансного экстремума при параметрических колебаниях в сторону более высоких значений частот.

Литература

1. Acheson D. J., Mullin T. Upside-down pendulums // Nature. 1993. 366. pp. 215–216.
2. Грибков В. А., Гордин Я. Д. О причинах расхождения результатов расчета и эксперимента при определении границ устойчивости обращенных стабилизированных маятников (по материалам статьи D.J. Acheson, T. Mullin в журнале Nature). Инженерный журнал: наука и инновации, 2017, вып. 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-2-1592>
3. Грибков В. А., Гордин Я. Д. К интерпретации экспериментальных результатов D.J. Acheson, T. Mullin в журнале «Nature» // В книге «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред». Материалы XXIII Международного симпозиума им. А.Г. Горшкова. Т. 1. - М.: ООО «ТРП», 2017. С. 60 – 62.

ПРИБЛИЖЕННАЯ ЧИСЛЕННАЯ МЕТОДИКА РАСЧЕТА СОБСТВЕННЫХ ЧАСТОТ И ФОРМ КОЛЕБАНИЙ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ БАКОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ, ЧАСТИЧНО ЗАПОЛНЕННЫХ ЖИДКОСТЬЮ

В.А. Грибков, С.В. Пилипчук
zenit-ab@mail.ru

МГТУ имени Н.Э. Баумана

Разработана численная методика приближенного определения собственных частот и форм колебаний произвольных осесимметричных тонкостенных (оболочечных) бак-овых конструкций, частично заполненных жидким топливом. Методика основана на твердотельном моделировании конструкции в комплексе SolidWorks и построении конечно-элементной динамической модели конструкции в среде SolidWorks Simulation. Для описания жидкости в системе «оболочка-жидкость» использована двумерная модель жидкости, впервые предложенная в [1, 2] для заполненных гидрооболочечных систем с оболочкой в форме прямого кругового цилиндра. В связи с переходом в данной работе к гидрооболочечным системам произвольной осесимметричной формы двумерная модель жидкости [1, 2] доработана.

Решения задачи расчета собственных динамических характеристик предполагает разбиение оболочечной конструкции сечениями перпендикулярными продольной оси конструкции (оси симметрии) на отдельные участки и отдельные слои жидкости. Для каждого из слоев жидкости по усредненному на участке радиусу слоя вычисляется коэффициент присоединенной массы. Динамическая расчетная конечноэлементная модель конструкции с жидкостью получается через конечноэлементную модель

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

«сухой» конструкции путем введения в конечные элементы дополнительной массы – присоединенной массы жидкости. Отдельные участки оболочки с модифицированными массовыми параметрами связываются в единое целое через условия совместности.

Для доказательства работоспособности и оценки точности методики выполнены расчеты динамических характеристик оболочечных систем по предлагаемой численной методике и по верифицированной численной методике. Выполнено также сравнение результатов расчета по предлагаемой методике с результатами физического эксперимента. В частности, определены расчетом и опытным путем собственные частоты колебаний «сухой» и полностью заполненной баковой конструкции, состоящей из конической оболочки и плоского днища. Результаты расчетов и экспериментов подтвердили работоспособность предлагаемой методики.

Разработанная методика расчета собственных динамических характеристик частично заполненных тонкостенных баковых конструкций может быть использована в любом конечноэлементном программном комплексе, содержащем раздел, предназначенный для решения задач динамики «сухих» тонкостенных упругих оболочечных конструкций.

Литература

1. Грибков В.А., Адаменко Р.А. Двумерная модель жидкости для расчета собственных частот колебаний осесимметричных гидрооболочечных систем. Инженерный журнал: наука и инновации, 2017, вып. 3. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-3-1593>.
2. Адаменко Р.А., Грибков В.А. О возможности использования двумерной модели жидкости для оценки собственных частот колебаний гидроупругих систем // В книге: «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред». Материалы XXIII Международного симпозиума им. А.Г. Горшкова. Т. 1. - М.: ООО «ТРП», 2017. – С. 6 – 8.

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ОБРАЩЕННЫХ СТАБИЛИЗИРУЕМЫХ N-ЗВЕННЫХ МАЯТНИКОВ

В.А. Грибков

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

А.О. Хохлов

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Москва

zenit-ab@mail.ru

Исследуется устойчивость обращенного вертикального положения относительного равновесия плоских маятников, состоящих из одного или нескольких звеньев, связанных цилиндрическими шарнирами.

Задача устойчивости относительного равновесия маятников решена при следующих допущениях: система – линейная, идеальная, находится в земном поле сил тяжести. Звенья маятников – абсолютно твердые тела. Ориентация осей шарниров обеспечивает движение маятников в одной плоскости – плоскости колебаний.

Система подвержена действию моногармонического параметрического возбуждения заданной амплитуды и частоты. Возбуждение реализуется движением оси подвеса маятника (корневого шарнира) в направлении вертикали.

Уравнения движения маятников в обобщенных координатах (угловых отклонениях звеньев маятников от вертикали) получены с использованием уравнений Лагранжа

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

второго рода. Нормальная форма векторно-матричного уравнения движения представляет собой уравнение в возмущениях с тривиальным решением соответствующим невозмущенному (вертикальному) положению маятников.

Анализ устойчивости маятниковых систем выполнен с использованием трех методик.

Первая методика решения задачи устойчивости основана на использовании теории Флоке (вычислении матриц монодромии и мультипликаторов) и применении теорем Н.Г. Четаева. Эта методика использована, в частности, при решении задачи устойчивости тройного маятника из известной статьи академика В.Н. Челомея 1983 г. [1].

Вторая методика решения задачи устойчивости, основана на модификации теории Флоке. Для ускорения расчетов мультипликаторов в вычислительном алгоритме теории Флоке предложено использовать метод возмущений. Применение метода возмущений построено на разделении матрицы коэффициентов системы дифференциальных уравнений на две части. Матрица монодромии получается при этом в виде матричного ряда с амплитудным параметром в явном виде. Благодаря явному присутствию амплитудного параметра в представлении матрицы монодромии значительно сокращается количество вычислительных операций, необходимых для построения области устойчивости.

Третья методика решения задачи устойчивости основана на приеме [2], позволяющем использовать модифицированную диаграмму Айнса-Стретта для получения областей устойчивости маятниковых систем с произвольным числом степеней свободы (произвольным числом звеньев).

В работе выполнено сравнение эффективности трех отмеченных методик в сравнении с известными подходами А. Стефенсона, Н.Н. Боголюбова П.Л. Капицы, С. Оттербеяна, Т.Г. Стрижак, Д. Ачесона, С.В. Челомея. Как показал анализ лучшими показателями обладает методика, предложенная в [2].

В экспериментальной части работы, частично отраженной в [3], получены в широком диапазоне изменения параметров возбуждения границы областей устойчивости для маятниковых систем, отличающихся размерностью. Согласование результатов расчета и эксперимента – хорошее. Максимальное расхождение «расчет-эксперимент» лишь для одной точки составило примерно 13 %, для абсолютного большинства результатов расхождение не превысило 5 %.

Результаты выполненного исследования могут найти применение при анализе устойчивости космических тросовых систем, индивидуальных транспортных средств типа «Segway», антропоморфных механизмов и др.

Литература

1. Грибков В.А., Хохлов А.О. Устойчивость тройного инвертированного физического маятника из статьи академика В.Н. Челомея 1983г. // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2015. № 6. С.33-49. DOI: 10.18698/0236-3941-2015-6-33-49.
2. Грибков В.А., Хохлов А.О. Прием, упрощающий решение задачи устойчивости параметрически стабилизируемых статически неустойчивых маятниковых систем // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2015. № 11. С. 29-38. DOI: 10.18698/0536-1044-2015-11-29-38.
3. Грибков В.А., Хохлов А.О. Экспериментальное исследование устойчивости обращенных стабилизируемых маятников // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки. 2017. № 2. С. 22-39. DOI: 10.18698/1812-3368-2017-2-22-39

РАСЧЁТ ЭЛЕМЕНТА АМОРТИЗАТОРА ИЗ ЭЛАСТОМЕРНОГО МАТЕРИАЛА

Алашеев В.И., Бацева О.Д., Тамлянкин И.С.
olgabatseva@yahoo.com

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

В данной работе анализируется комплекс проблем, связанных с применением эластомерных материалов для создания систем амортизации. Разработка системы амортизации включает в себя процесс определения потребных характеристик амортизаторов, обеспечивающих необходимое снижение нагрузок на амортизируемый объект, проектирование амортизатора, его расчетно-экспериментальную отработку и анализ динамического поведения амортизируемого объекта с разработанной системой амортизации. Проанализированы математические модели, применяемые для описания объектов на различных этапах проектирования и экспериментальной отработки. Рассмотрено программно-методическое обеспечение, необходимое для выполнения всего комплекса работ. Намечены подходы к совершенствованию существующей практики создания систем амортизации.

ТЕПЛОВОЙ АНАЛИЗ И ПРОГНОЗ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ ОБЪЕКТА ПОСЛЕ ОКОНЧАНИЯ ИСПЫТАНИЯ В УСЛОВИЯХ СТЕНДА ТПИ

И.В. Петрова **ivpetrova_npomash@mail.ru**

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

При высокотемпературных теплопрочностных испытаниях изделий с ТЗП очень важно правильно оценивать тепловое поле в течение испытания. Но не менее важен период после окончания основного времени испытания. В течение длительного времени продолжается прогрев силового корпуса изделия в условиях, когда наружная поверхность ТЗП и сам стенд нагреты до высоких температур.

Математическое моделирование процесса программного нагрева и процесса остывания позволяет прогнозировать тепловое поле стенда в целом, указать испытателям момент начала безопасного для жизни и здоровья людей обслуживания стенда и дать рекомендации по применению дополнительных охлаждающих процессов.

В докладе приводится конкретный пример такого расчета. Показано, что дальнейший прогрев изделия после окончания времени основного испытания может привести к разрушению его силового корпуса. Приведено сравнение расчета с экспериментальными данными.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК СТАТИЧЕСКОЙ И ДИНАМИЧЕСКОЙ АЭРОУПРУГОСТИ НА ПРИМЕРАХ ТЕСТОВЫХ ЗАДАЧ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ НЕСТАЦИОНАРНОСТИ ОБТЕКАНИЯ

В.А. Пичугин
Д.И. Баранова

pichuginslava@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

В условиях современной тенденции роста скоростей полёта и маневренных характеристик ЛА очень важно в процессе проектирования уже на раннем этапе разработки силовой и кинематической схем ЛА учесть влияние упругости конструкции на ее аэродинамические характеристики и обеспечить статическую и динамическую аэроупругую устойчивость в условиях стремления к весовому совершенству.

Модель аэроупругого оператора в задачах аэроупругости при проектировании ЛА определяется на различных этапах разработки ЛА в программах проектировочного аэроупругого расчёта (ИКАРУС, АРГОН, FlightLoads и др.), уточняется в газодинамических пакетах (CFX, Xflow, FlowVision и др.) и подтверждается результатами продувок моделей в аэродинамических трубах и результатами ЛКИ.

Достоверность численного моделирования аэродинамических нагрузок на ЛА в задачах аэроупругости с учётом нестационарности обтекания особенно важна в условиях отказа от дорогостоящих и длительных испытаний динамически и упруго-подобных моделей в аэродинамических трубах.

В данной работе приведены результаты моделирования задач статической и динамической аэроупругости на примерах тестовых задач с учётом и без учёта нестационарного обтекания в сравнении с результатами расчётов в ПО FlightLoads и экспериментальными данными. Для различных значений чисел Маха, скоростного напора и чисел Струхала показано влияние нестационарности обтекания на характеристики статической и динамической аэроупругости.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДЕМПФИРОВАНИЯ КОНСТРУКЦИИ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ВИДАХ ДИНАМИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ

С.Н. Дмитриев
МГТУ имени Н.Э. Баумана, г. Москва
Р.К. Хамидуллин

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Точное определение параметров демпфирования необходимо для правильного прогнозирования уровней перегрузок, действующих на различных этапах эксплуатации. Экспериментально параметры демпфирования определяются при проведении модельных испытаний, результаты которых необходимы для верификации математической модели [1-4]. В данной работе проведен анализ результатов динамических испытаний панели солнечной батареи с имитаторами ФЭП. Полученные параметры демпфирования были подставлены в верифицированную по итогам статических и динамических испытаний математическую модель для проверки сходимости экспериментального и расчетного отклика конструкции.

В ходе работы было проведено сравнение разных способов моделирования сетчатого стеклополотна, используемого в качестве несущего элемента для крепления фотоэлементов.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

Полученная верифицированная математическая модель с подставленными значениями коэффициентов демпфирования была использована для определения откликов панели БС на многоточечное гармоническое нагружение, эквивалентное акустическому по критерию равенства обобщенных сил [5].

Литература

1. Межин В.С., Обухов В.В. Практика применения модальных испытаний для целей верификации конечно-элементных моделей конструкции изделий ракетно-космической техники, Космическая техника и технологии №1(4), 2014.
2. В.Я. Геча, Е.А. Канунникова, И.А. Мещихин, И.Ю. Пугач Вопросы создания и верификации динамической модели КА «Метеор-М» №2 на этапе выведения, Вопросы электромеханики Т. 142. 2014.
3. М.Ю. Либерман О моделировании процессов формирования пусковых нагрузок, оказывающих динамическое воздействие на космический аппарат, Вопросы электромеханики Т. 136. с.19-30, 2013.
4. П.Я. Носатенко, А.В. Бобров, М.Л. Баранов, А.Н. Шляпников Экспериментальное определение акустических нагрузок при пусках РН «Стрела» и расчетное определение режимов экспериментально отработки выводимых космических аппаратов. Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, № 2, 2010.
5. С.Н. Дмитриев, В.И. Никитенко, Р.К. Хамидуллин Определение эквивалентных уровней динамического нагружения при проведении вибрационных испытаний, Сборник трудов по итогам Челомеевских чтений, 2016.

IV. Приборы, системы управления и технологии разработки в ракетно-космической технике

СИСТЕМЫ ОТОБРАЖЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ КОМПЛЕКСА «АЛМАЗ»

Ю.А. Тяпченко

uatiapchenko@rambler.ru

Акционерное общество «Научно-технический центр «Альфа-М»

Как известно, комплекс «Алмаз» состоит из орбитальной пилотируемой станции (ОПС), транспортного корабля снабжения (ТКС) и возвращаемого аппарата (ВА). На орбиту выводятся сначала ОПС, затем ТКС вместе с ВА. На выведении космонавты находятся в ВА. Находясь на орбите, они должны состыковаться с ОПС и перейти в неё. Для посадки ТКС отстыковывается от ОПС, космонавты переходят в ВА и из ВА осуществляют ориентацию, торможение, отделение от ТКС и спуск с орбиты. ВА аппарат многоразового использования.

Задачи космонавтов делятся на три группы: Первая - это обслуживание ОПС, ТКС и ВА отдельно и в комплексе в целом, как жилого и производственного комплекса, как лаборатории для проведения экспериментальных работ. Вторая - это задачи обслуживания исследовательской и специальной аппаратуры. Третья - это проведение работ целевого назначения: наблюдение, фотосъёмка, проведение исследований.

Решение всех этих задач обеспечивается с помощью разветвлённой сети пультов, которые объединены в комплексы отображения информации «Марс» в ОПС, «Юпитер» в ТКС, «Икар» в ВА,

В докладе приводится состав комплексов и их основных частей, фотографии рабочих мест космонавтов ОПС и ВА, их особенности и характеристики.

Отмечается, что со стороны ЦКБМ и ЦКБМ(ф) - создателей комплекса «Алмаз» - уделялось большое внимание вопросам эргономики СОИ. Специалисты СОКБ ЛИИ по

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

эргономике принимали участие в разработке интерьера станции. К исследованиям и оценкам принятых решений привлекались МГУ, МВТУ, ВИКИ им. А.Ф. Можайского, ИМБП и др. При участии создателей комплекса «Алмаз» и комплексов отображения информации были разработаны руководства по эргономическому обеспечению ракетно-космической техники РЭО КТ.

В СОКБ ЛИИ создание комплексов отображения информации обеспечено под руководством С.Г. Даревского. Ведущий Д.М.Лавров.

ПРИМЕНЕНИЕ КОММЕРЧЕСКОГО И ОТКРЫТОГО ПО ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ АКУСТИКИ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОБЛАСТИ

П.С. Лукашин, Г.А. Щеглов

shcheglov_ga@bmstu.ru

МГТУ имени Н.Э. Баумана

Акустические нагрузки высокого уровня, возникающие при старте РН, имеют большое значение для целостности элементов стартового комплекса и полезной нагрузки в виде КА. Уровни звукового давления могут достигать значений 160...200 Дб в некоторых точках ракеты, такие нагрузки угрожают целостности различных систем КА и РН. В связи с этим, большое значение имеет процесс математического моделирования акустических процессов.

В настоящее время к основным численным методам решения подобных задач относится метод конечных элементов (МКЭ) и метод граничных элементов (МГЭ). Эти методы реализованы в различном программном обеспечении (ПО), как коммерческом, так и открытом. В качестве примеров коммерческого ПО можно привести конечно-элементный пакет анализа акустики MSC Actran, а также программный комплекс для решения задач большой размерности методом граничных элементов FastBEM Acoustics. Альтернативой данным пакетам является открытое ПО с лицензиями типа GNU GPL, одним из преимуществ которого является отсутствие платы за лицензию. В частности, для анализа акустики могут применяться открытый конечно-элементный пакет Code Aster [1] и библиотека BEM++ [2], предназначенная для численного решения задач с использованием МГЭ.

В докладе рассматриваются достоинства и недостатки различных методов решения акустических задач с точки зрения их применимости на предприятиях аэрокосмической промышленности. Результаты решения тестовых задач с простой геометрией, а также результаты моделирования эксперимента в акустической камере показывают возможность применения открытого ПО для решения указанных задач.

Литература

1. Официальный сайт ПО Code Aster. [Электронный ресурс] URL: <http://www.codeaster.org> (дата обращения 01.10.17).
2. Официальный сайт ПО BEM++. [Электронный ресурс] URL: <https://bempp.com> (дата обращения 01.10.17).

ОЦЕНКА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ПОМОЩЬЮ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ СИСТЕМ

А.А. Корниенко, Г.Г. Плавник
koresh89_89@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Стремительное развитие технологий ставит всё более жёсткие требования перед точностными параметрами аэродинамических характеристик проектируемых летательных аппаратов. Растут скорости, высоты полёта и манёвренность летательных аппаратов.

Значения аэродинамических характеристик получают на основании результатов испытаний моделей летательного аппарата в аэродинамической трубе или путём теоретических расчётов. Для обеспечения требуемой точности необходимо проведение большого количества экспериментов.

С целью уменьшения количества испытаний в аэродинамической трубе целесообразно применить интеллектуальные системы. Доказано, что интеллектуальные системы позволяют выполнять достаточно точную аппроксимацию функций любой сложности и находить субоптимальные решения даже на относительно небольшом количестве исходных данных.

Применение интеллектуальных систем при расчётах аэродинамических характеристик на этапе проектирования летательного аппарата позволит сократить количество необходимых экспериментов, а, следовательно, и стоимость проектирования без существенных потерь точности определения этих характеристик. Кроме того, использование принципов интеллектуальных систем в бортовых системах летательного аппарата на этапе полёта позволит достаточно точно рассчитывать аэродинамические характеристики летательного аппарата в условиях неполной информации с датчиков и может служить дополнительным средством повышения точности реализации программ полёта.

ОБОСНОВАНИЕ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДА АНАЛИЗА ИЕРАРХИЙ ПРИ ОЦЕНКЕ ИНФОРМАЦИОННОЙ УСТОЙЧИВОСТИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПОДГОТОВКИ ДАННЫХ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

А.Г. Андреев, Г.В. Казаков, С.Е. Таразевич
kgv.64@mail.ru

ФГБУ «4 ЦНИИ» Минобороны России, г. Королёв

Из определения основных свойств, входящих в состав интегрального свойства информационной устойчивости (ИУ) автоматизированной системы управления летательными аппаратами (АСУ ЛА), следует их иерархическая зависимость, поэтому возникает задача выбора метода, использующего суждения экспертов для оценки степени влияния каждого свойства на общий показатель ИУ.

Эту задачу предлагается решить с использованием метода анализа иерархий (МАИ), разработанного Т.Л.Саати. Этот метод является наиболее эффективным по сравнению с другими методами, использующими экспертные оценки. Для обоснования применимости МАИ рассмотрена структура АСУ ЛА.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

Показано, что такую систему можно представить иерархией и провести оценку влияния изменений приоритетов на нижних уровнях на приоритеты верхних уровней и, в конечном итоге, на показатель ИУ АСУ.

К новым результатам, полученным в статье, следует отнести методический подход к оценке показателя ИУ АСУ на базе метода анализа иерархий, включающий пять этапов.

На первом этапе составляется выражение зависимости показателя ИУ АСУ от свойств второго уровня декомпозиции.

На втором этапе составляются выражения для вычисления оценок показателей свойств второго уровня декомпозиции.

На третьем этапе определяются приоритеты элементов последовательно всех уровней иерархии путем составления матриц парных сравнений элементов последующего уровня относительно каждого элемента смежного верхнего уровня иерархии.

На четвертом этапе вычисляются относительные характеристики конечных элементов самого нижнего уровня иерархии.

На пятом этапе полученные приоритеты и относительные характеристики элементов последнего уровня иерархии подставляются последовательно в выражения, полученные на четвертом, третьем, втором и первом этапах, что позволяет получить окончательный результат в виде оценки показателя ИУ АСУ.

Таким образом, показано, что МАИ в методологическом плане наиболее приемлем для решения задачи оценки показателя ИУ АСУ.

ОЦЕНКА ИНФОРМАТИВНОСТИ ШКАЛ ПРИ ОЦЕНКЕ ИНФОРМАЦИОННОЙ УСТОЙЧИВОСТИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПОДГОТОВКИ ДАННЫХ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

А.Г. Андреев, В.Н. Захаров, Г.В. Казаков
kgv.64@mail.ru

ФГБУ «4 ЦНИИ» Минобороны России, г. Королёв

Оценка качества автоматизированных систем подготовки данных (АСПД) управления летательными аппаратами в настоящее время проводится, как правило, по одному, наиболее важному с точки зрения заказчика, показателю при выполнении ограничений на другие показатели. Однако спектр таких показателей зачастую неоднороден: одни показатели носят количественный характер, другие – качественный. Соединить их в один комплексный показатель возможно на основе использования шкал в соответствии с предпочтениями экспертов.

В настоящее время качество АСПД оценивается на основании ее удовлетворения требованиям нормативных документов, перечень которых могут составить руководства, постановки задач, программы и методики испытаний и др. Часто в качестве показателя оценки состояния АСПД выбирается количество выявленных замечаний и рекомендаций.

Для получения комплексной количественной оценки АСПД можно использовать следующие виды шкал:

шкалу в физических единицах – для получения оценок в величинах, имеющих физический смысл (время, вероятность, количество летательных аппаратов и т.п.);

шкалу отношений (1-9) – для построения матриц парных сравнений оцениваемых объектов;

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

модифицированную шкалу Харрингтона (0-1) – для оценки уровня качества объектов.

К шкале отношений можно отнести экспертные универсальные оценки Купера-Харпера, шкалу качественной оценки Цуварева, шкалу предпочтений, используемую в методе анализа иерархий.

Модифицированная шкала Харрингтона содержит шесть уровней с оценкой k : «идеальный» ($k=1,00$), «высокий» ($0,70 \leq k < 1,00$), «средний» ($0,50 \leq k < 0,70$), «недостаточный» ($0,25 \leq k < 0,50$), «низкий» ($0,05 \leq k < 0,25$), «деградация» ($0,00 \leq k < 0,05$).

Результаты сравнения информативности различных шкал показали, что для оценки информационной устойчивости АСПД управления летательными аппаратами целесообразно использовать два вида шкал: шкалу предпочтений, используемую в методе анализа иерархий, и модифицированную шкалу Харрингтона.

ОБ ОДНОМ ПОДХОДЕ К ОТРАБОТКЕ И ОЦЕНКЕ НАДЕЖНОСТИ СПЕЦИАЛЬНОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОМПЛЕКСОВ СРЕДСТВ ПОДГОТОВКИ ДАННЫХ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Г.В. Казаков, С.М. Климов, Н.Н. Котышев
kgv.64@mail.ru

ФГБУ «4 ЦНИИ» Минобороны России, г. Королёв

Тестирование специального программного обеспечения (СПО) комплексов средств подготовки данных (КСПД) на имеющиеся дефекты в ходе его отработки имеет целью повышение качества СПО до требуемого уровня его показателей и снижению рисков его применения.

На этапе отработки СПО КСПД наиболее важно получить модель поведения двух показателей: средней наработки СПО до отказа (между отказами) и интенсивности отказов – величины, обратной времени наработки. По полученным зависимостям показателей надежности СПО можно определить их точечный показатель в любой временной точке, включая период завершения отработки.

К сожалению, нередко отработку СПО проводят в ситуации, называемой схемой Бернулли, в которой вероятность появления событий является заданной (постоянной), что для этапа отработки СПО является не корректным допущением.

Качественные характеристики СПО в ходе отработки существенно меняются в сторону улучшения, при этом уменьшается и интенсивность отказов СПО. В этой связи к отработке и определению показателей надежности СПО КСПД предлагается подход с использованием универсального, с точки зрения поведения интенсивности отказов СПО, распределения Вейбулла.

К новым результатам, полученным в статье, следует отнести:

методический подход к отработке показателя надежности СПО КСПД на базе универсального распределения Вейбулла;

алгоритм нахождения по результатам тестирования выборочных оценок параметров распределения Вейбулла и на их основе оценок показателей надежности СПО по завершении его отработки.

Представленный методический подход к отработке СПО в определенной степени уточняет известную «мозаичную» модель оценки надежности СПО Р.М. Юсупова и Б.П. Пальчуна.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

Для подтверждения достоверности оценок параметров надежности с использованием выбранного подхода проведен модельный эксперимент, который подтвердил справедливость использования данного методического подхода к обработке СПО.

ПРИМЕНЕНИЕ UML-МОДЕЛИ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ ПОЛЬЗОВАТЕЛЬСКОГО ИНТЕРФЕЙСА ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ ПОДГОТОВКИ ДАННЫХ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Г.В. Казаков, В.В.Чемирисов
kgv.64@mail.ru

ФГБУ «4 ЦНИИ» Минобороны России, г. Королёв

Широко распространенное применение UML-диаграмм при проектировании и формализации процессов и систем создает необходимые условия для поиска и определения важных аспектов области человеческой деятельности, которыми возможно манипулировать в качестве отдельных блоков (элементов) диаграммы при условии соблюдения всех правил созданной модели, позволяющей устанавливать сопоставление с реальными объектами. В статье в качестве области человеческой деятельности рассматривается процесс разработки и анализа пользовательского интерфейса программных средств подготовки данных (ПСПД).

Поиск и определение аспектов пользовательского интерфейса ПСПД обусловлены необходимостью:

- применять методы теории графов для математического описания интерфейса и анализа сценариев воздействия пользователя для оценки качества его работы;
- определять формы нормализации интерфейса, при выполнении которых происходит переход к другому дизайну интерфейса с более высокими показателями качества работы пользователя;
- обосновать показатели качества пользовательского интерфейса.
- Разработанная модель для описания пользовательского интерфейса ПСПД (диаграмма ИППД) позволяет решать задачи:
- прототипирования пользовательского интерфейса при разработке ПСПД;
- формализации существующего пользовательского интерфейса;
- описания деятельности пользователя при эксплуатации ПСПД.

Для решения перечисленных задач определены правила и термины диаграммы ИППД, ее особенности, а также условные графические обозначения терминов и их свойства. Установлены требования к исходным данным при составлении модели ИППД. Разработан алгоритм преобразования объектов (групп объектов) пользовательского интерфейса и их взаимосвязей в структуры диаграммы. Обозначены пути математического выражения полученных диаграмм.

**ПОДХОД К РАЗРАБОТКЕ ПРЕДЛОЖЕНИЙ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ
КОЛИЧЕСТВЕННОГО СОСТАВА ТЕХНИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ
ОДНОРОДНОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СЕТИ И ОЦЕНКЕ ТРЕБУЕМЫХ
ЗНАЧЕНИЙ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ИХ НАДЕЖНОСТИ**

С.А. Журбин, Г.В. Казаков
serdgo4@yandex.ru.

ФГБУ «4 ЦНИИ» Минобороны России, г. Королёв

Предъявление требований к сложным автоматизированным системам и их составным частям является сложной многоуровневой задачей. На высших уровнях иерархии предъявляются интегральные требования к такому свойству автоматизированной системы как оперативность. В качестве основного показателя оперативности предлагается математическое ожидание времени заданного количества задач в вычислительной сети. Основанием для предъявления интегрального требования к показателю оперативности является:

- условия функционирования системы;
- стратегические задачи, выполняемые системой;
- важность обрабатываемой информации;
- ожидаемый эффект от применения системы.

На основе указанных факторов заказчик задает требование к времени решения заданного количества задач в вычислительной сети. Опираясь на требование заказчика необходимо выработать предложения по количественному составу технических объектов вычислительной сети и их надежности.

Исходя из требования заказчика, определяется зависимость вероятности нахождения технического объекта вычислительной сети в работоспособном состоянии от времени решения заданного количества задач на одном объекте и строятся графики таких зависимостей при условии, что вычислительную сеть составляют 2, 3, 4, ..., n технических объектов. Исходя из указанных графиков, вырабатывается наиболее оптимальное решение по количественному составу технических объектов сети. Далее для технического объекта, в зависимости от величины вероятности находятся значения интенсивностей отказов и восстановлений.

Решение поставленной задачи проводилось в несколько этапов:

1. Преобразование пространства безусловных событий в пространство условных событий, исключение состояний, в которых время решения заданного количества задач в вычислительной сети равно бесконечности.
2. Определение зависимости вероятности нахождения технического объекта в работоспособном состоянии от времени решения заданного количества задач на одном объекте.
3. Построение графиков указанной зависимости в связи с количеством технических объектов вычислительной сети и разработка алгоритма работы с графиками.
4. Детализация технического объекта вычислительной сети на составляющие его технические средства и оценка вероятности нахождения технического средства в работоспособном состоянии.
5. В зависимости от величины вероятности нахождения технического средства вычислительной сети в работоспособном состоянии находятся величины интенсивностей отказов и восстановлений технических средств.

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К РЕШЕНИЮ ЗАДАЧИ ИЗМЕНЕНИЯ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЁТА АСТЕРОИДА

Д.В. Смирнов, А.Н. Фуров, А.Д. Ермаков, О.П. Кузнецов
afurov@gmail.com, yermakov_andrei@mail.ru, opk1954@yandex.ru,
info@iifmail.ru

Межрегиональное общественное учреждение «Институт инженерной физики»,
г. Серпухов

В последнее время в новостных лентах средств массовой информации все чаще появляются сообщения о движущихся в направлении нашей планеты крупных космических тел естественного происхождения. Многие из них уже пролетели на достаточно близком расстоянии от Земли, например, астероид 1998 QE₂, размер которого превышает 2,5 км или надвигавшийся на Землю гигантский астероид 2015 TB145, который, как оказалось, был мертвой кометой.

Прогнозируемые траектории и времена полета достаточно глубоко изучаются космическими агентствами разных стран, создается современная инфраструктура со средствами наблюдения за подобными явлениями.

Однако существующих научно-технического и технологического заделов, а также принятых мер в данной области недостаточно для исключения непосредственного взаимодействия планеты Земля, имеющей многомиллиардное население, с ужасной угрозой из далекого космоса.

В работе рассматриваются два физических подхода решения задачи изменения траектории полета астероида. Первый посвящен описанию механизма нагрева и частичного испарения поверхности астероида за счет поглощения электромагнитного излучения рентгеновского диапазона. Следствием чего в соответствии с законом сохранения импульса астероид смещается с первоначальной траектории.

Второй подход относится к исследованию свойства электромагнитного излучения, возникающего в результате ядерного взрыва, оказывать давление на поверхность твердого тела.

Конечной целью работы является количественная оценка и сравнение импульсов давления для каждого из двух представленных механизмов для выбора наиболее эффективного метода борьбы с космическими телами.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПЛАНИРУЮЩЕГО СПУСКА В АТМОСФЕРЕ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ИМПУЛЬСНЫМ УПРАВЛЕНИЕМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ КАЧЕСТВОМ

Д.В. Смирнов, А.Н. Фуров, А.Д. Ермаков, А.И. Алаторцев
afurov@gmail.com, yermakov_andrei@mail.ru, info@iifmail.ru,
alexalat@yandex.ru

Межрегиональное общественное учреждение «Институт инженерной физики»,
г. Серпухов

Современная наука располагает огромным научно-технологическим заделом в формировании технического облика гиперзвуковых летательных аппаратов, способных реализовывать нетрадиционные траектории движения. В свою очередь, вопросы минимизации потерь энергии при осуществлении полета в плотных слоях атмосферы

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

являются актуальными с точки зрения необходимости доставки полезной нагрузки на максимальную дальность.

В работе рассматриваются вопросы, касающиеся оптимальных режимов полета гиперзвукового летательного аппарата на атмосферном участке траектории. Объектами исследования являются параметры входа в атмосферу: угол входа в атмосферу, аэродинамическое качество и баллистический коэффициент. Показано влияние указанных параметров на дальность полета гиперзвукового летательного аппарата и потери энергии в точке первого рикошета.

Используя среду программирования Mathcad, моделируется процесс полета гиперзвукового летательного аппарата на атмосферном участке траектории с определением оптимальных параметров входа в атмосферу с точки зрения дальности и энергетических затрат на поворот вектора скорости в точке первого рикошета.

ОБОСНОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ЗАЩИТЫ ВНУТРЕННИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ОТ МИКРООРГАНИЗМОВ С ПОМОЩЬЮ ГРАФЕНА

Д.В. Смирнов, А.Н. Фуров, А.Д. Ермаков, А.А. Бочаров
afurov@gmail.com, yermakov_andrei@mail.ru, info@iifmail.ru,
7dj@list.ru

Межрегиональное общественное учреждение «Институт инженерной физики»,
г. Серпухов

При выполнении научно-исследовательских миссий в космосе с использованием различных космических аппаратов стоит проблема противодействия различным вредоносным факторам, одним из которых является развитие микроорганизмов и их отрицательное влияние как на организмы космонавтов, так и на элементы аппаратуры. Исследования NASA показывают, что после тридцатидневного нахождения людей в изолированном пространстве количество некоторых видов грибов выросло, причем часть из них считается потенциально опасными. Также микрофлора может вызвать следующие неисправности: протравка стекла иллюминатора на станции; отказы систем регенерации воды; выход из строя прибора коммутационной связи; повреждение противопожарного датчика и сигнализатора дыма и т.п.

В представленной работе для защиты внутренних поверхностей от размножения микроорганизмов предлагается использовать графеносодержащую структуру, получаемую с помощью облучения лазером полимерной пленки из полимида, в результате чего углерод полимера переходит в графен с хаотической структурой. Согласно работе исследователей из университета Райса, графен обладает антибактериальным действием. Однако оказалось, что при приложении небольшого напряжения (1,1-2,5 вольт) к такому материалу антибактериальный эффект усиливается, что обуславливается: наличием электрического тока; острыми гранями графена, разрушающими мембраны; образованием токсичной перекиси водорода.

Таким образом, предложение о модификации материала внутреннего объема космического аппарата на основе графена вытекает из его антибактериальных свойств, простоты и небольшой себестоимости, а также устойчивости к внешним физическим воздействиям. Недостатком такого решения является необходимость наличия источника постоянного напряжения на борту космического аппарата, приложенного к внутренней поверхности космического аппарата, что частично решается за счет вклю-

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

чения предложенной антибактериальной системы дискретно, т. е. в определенные моменты времени, существенно снижая потребление электрической энергии.

ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПРИ УПРАВЛЕНИИ БЕСПИЛОТНЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

А.В. Долголенко, С.Э. Зайцев
adolgolenko@gmail.com

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

В настоящее время программные компоненты бортового и наземного комплексов управления космическими аппаратами (КА) реализованы на основе классического объектно-ориентированного подхода. Основной упор делается на обеспечение надёжного обмена информацией между центром управления полётом (ЦУП) и КА, первичную обработку и визуальное представление этой информации пользователям. При этом весь объем работы по анализу телеметрической информации, мониторингу состояния бортовых систем, прогнозированию и управлению выполняется персоналом ЦУП.

За короткий период сеанса связи специалистам группы управления необходимо проанализировать поступающую телеметрию, оценить текущее состояние КА и, при необходимости, выдать на борт управленческие воздействия. Большую роль играют «человеческий фактор» и индивидуальные личностные особенности членов дежурных смен по управлению КА. В случае возникновения нештатных и аварийных ситуаций вероятность принятия ошибочных решений значительно возрастает. Последствия таких ошибок зачастую очень существенны и выражаются в отменах целевых работ или потере их результатов, функционированию бортовых систем в нештатных режимах, дорогостоящему внеплановому задействованию наземных средств связи с КА.

В связи с этим актуальной является задача по автоматизации на качественно более высоком уровне компонентов наземного комплекса управления с использованием современных интеллектуальных информационных технологий.

Для повышения оперативности и обоснованности действий специалистов при управлении полётом КА представляется целесообразным создание автоматизированной интеллектуальной системы поддержки принятия решений, функционирующей в составе программно-математического обеспечения ЦУП. На основании опыта управления малыми космическими аппаратами типа «Кондор-Э» сформулированы требования к такой системе. Разработаны сценарии автоматизации процессов мониторинга состояния и управления полётом КА в штатном режиме и при возникновении аварийных ситуаций.

Создание таких систем для современных КА является одним из существенных факторов успешного выполнения их миссий и обеспечения конкурентоспособности на рынке предоставления космических услуг.

ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБОВ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛА КУРСА БИНС НА ВЫСОКИХ ШИРОТАХ ДЛЯ НАЗЕМНЫХ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

**В.И. Богданов¹, Г.Г. Горелов¹, А.П. Колеватов², С.С. Легостаев²,
Е.А. Сафонов², Т.А. Ульяновская²
legostaev@ppk.perm.ru**

¹АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

²Пермская научно-производственная приборостроительная компания

В настоящее время актуальным является проведение исследований возможности увеличения точностных характеристик бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) подвижных объектов в высоких широтах без конструктивных доработок прибора. При этом одним из трудновыполнимых требований является уменьшение погрешности начального гирокомпасирования (ГК).

Известно, что ошибка начального ГК зависит не только от инструментальных погрешностей инерциальных датчиков, но и от значения широты места, в котором выполняется ГК. Известны следующие способы повышения точности определения угла курса: 1) увеличение продолжительности начальной выставки; 2) применение метода двойного гирокомпасирования; 3) уточнение курсового угла при маневрировании объекта при комплексной обработке навигационной информации от БИНС и СНС. Увеличение продолжительности начальной выставки позволяет уменьшить влияние шумовой составляющей инерциальных датчиков на погрешность ГК.

В докладе приведены результаты выполнения ГК с различной продолжительностью начальной выставки. Использование метода двойного гирокомпасирования позволяет устранить влияние систематической составляющей дрейфа гироскопа от пуска к пуску на погрешность ГК. Для применения этого способа обычно разрабатываются поворотные устройства для задания двух положений прибора с различными азимутальными углами. В докладе предлагается вместо подобных устройств осуществить повороты самого объекта. Формулируются условия выполнения такого поворота. Третий метод чаще всего используется в авиации, поскольку его эффективность зависит от ускорения объекта. В рамках этой задачи были разработаны маршруты и характеристики заездов наземной техники для достижения уточнения угла курса. Выполнены испытания на подвижной лаборатории для подтверждения оптимальности выбранных параметров движения объекта

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ГРУППИРОВКИ БЕРЕГОВЫХ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ ПРИ ЕЁ РАСШИРЕНИИ ВЕРТОЛЁТНЫМ КОМПЛЕКСОМ ЦЕЛЕУКАЗАНИЯ

**И.Л. Клёнов, А.Г. Виноградов
Wolf4D@list.ru**

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

В рамках преобладающей в мире доктрины сетцентрической войны, средства разведки, обнаружения и целеуказания являются важнейшей частью группировок войск при ведении как наступательных, так и оборонительных действий. В рамках данной доктрины, преимущество в ведении боевых действий получает та из сторон, которая

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

имеет доступ к более актуальной информации о силах и средствах противника, их составе и расположении. Однако, к настоящему моменту задача численной оценки вклада средств радиолокационного обнаружения и целеуказания в обеспечение осведомлённости войсковой группировки, не решена для общего случая [1].

В работе рассмотрены вопросы обеспечения целеуказания для группировки береговых ракетных комплексов, оснащённых сверхзвуковым ракетным оружием с радиусом действия, превышающим радиус радиогоризонта наземных средств (береговых станций РЛС). В качестве средства решения данной проблемы в работе была рассмотрена система вертолётного комплекса целеуказания, основным элементом которой является вертолёт ДРЛО.

Целью работы являлось выявление оптимальных условий применения вертолётного комплекса целеуказания – на какой высоте и каком расстоянии от берега следует располагать вертолёт ДРЛО, за сколько времени (если о конфликте стало известно заблаговременно) его имеет смысл поднимать в воздух, как обеспечивать его прикрытие. Была произведена количественная оценка вклада, вносимого вертолётном ДРЛО при различных сценариях его применения.

Основой для работы стал ранее рассмотренный в работе автора [3] алгоритм, включающий построение карты (дерева) всех возможных сценариев развития событий в ходе боевых действий, где каждая из боевых единиц сторон конфликта описывается

двумя векторами – вектором состояния \vec{E} и вектором управления \vec{U} , и имеет

собственный векторный целевой показатель \vec{J} , дающий представление о результативности действий данной единицы. Для стороны также определялся совокупный целевой показатель, находимый как взвешенная сумма показателей, характеризующий позицию боевых единиц, их стратегическую и тактическую ценность, а также (текущую) степень выполнения боевой задачи.

В работе были также приняты во внимание следующие факторы:

- овышенная уязвимость вертолёта ДРЛО в режиме активной радиолокации;
- ограниченное время нахождения вертолёта ДРЛО в воздухе, обусловленное его запасом топлива;
- расположение площадок базирования вертолёта ДРЛО относительно желаемой позиции размещения вертолёта, что обуславливает ненулевое подлётное время.

В работе проанализированы различные варианты применения вертолётного комплекса целеуказания. Найдены возможные сценарии, когда вертолёт увеличивает эффективность группировки, и выдвинут ряд предположений по оптимизации применению комплекса.

Литература

1. Резяпов Н., Чеснаков С., Инюхин М. Имитационная система моделирования боевых действий JWARS ВС США. Зарубежное военное обозрение, № 11, 2008. С. 27-32.
2. Ролдугин В.Д. Моделирование и оценка эффективности боевых действий РВСН. М.: РВСН, 2005. 575 с.
3. Клёнов И.Л. Алгоритм оценки эффективности расположения боевых единиц на морском театре военных действий на основании показателей RICAL. Труды секции 22 им. Академика В.Н. Челомея ХLI Академических чтений по космонавтике – Реутов, АО «ВПК «НПО машиностроения», 2017. С. 16-28.

**МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ С
КОНТУРОМ АСТРОКОРРЕКЦИИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ «КОНДОР-Э»**

В.В. Виленский, Л.Г. Король, Е.А. Воронин
evgeniy.voronin.93@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Целью работы является исследование ошибок системы ориентации с использованием звездных датчиков в контуре астрокоррекции на основании телеметрической информации, полученной при летно-конструкторских испытаниях малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «Кондор-Э», а также разработка комплекса технических решений, направленных на повышение точности ориентации.

В ходе летно-конструкторских испытаний космического аппарата «Кондор-Э» проведено исследование поведения параметров ориентации космического аппарата в режиме астрокоррекции, разработан алгоритм введения поправок в контур астрокоррекции для обеспечения эффективности целевого использования космического аппарата. Основой для проведения исследования стала телеметрическая информация параметров системы управления движением и оценки результатов сеансов целевого использования. Проведен анализ составляющих ошибок ориентации и влияния на них характеристик датчиков первичной информации. Приведены графики телеметрической информации, демонстрирующие наличие погрешностей и результаты ввода поправок.

Получен ряд аналитических и методических решений для учета и компенсации ошибок системы ориентации малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли в режиме астроориентации с применением звездных датчиков. Возможность использования указанных методов в бортовом и наземном программном обеспечении подтверждена результатами летно-конструкторских испытаний и моделирования.

**МЕТОД РЕАЛИЗАЦИИ АЛГОРИТМА ВОССТАНОВЛЕНИЯ
ОРИЕНТАЦИИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО
МАГНИТНОМУ ПОЛЮ ЗЕМЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДВИГАТЕЛЕЙ
СТАБИЛИЗАЦИИ ЖРД**

В.В. Виленский, Л.Г. Король
morolenja@gmail.com

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Целью работы является разработка алгоритма восстановления ориентации малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли и метода его реализации при использовании двигателей стабилизации ЖРД с фиксированной длительностью включения.

Алгоритм восстановления ориентации на малых космических аппаратах используется в качестве резервного, для восстановления орбитальной ориентации после ее потери. При этом потеря ориентации может быть связана с нештатной работой систем космического аппарата. В этом случае необходимо иметь возможность реализовать алгоритм восстановления ориентации при отсутствии информации с прибора

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

ориентации по Земле. Дополнительно исследуется возможность использовать двигатели стабилизации ЖРД для создания закрутки космического аппарата с выдачей импульсов фиксированной длительностью.

В работе изложены технические решения, примененные для реализации режима восстановления ориентации по магнитному полю Земли в случае нештатной работы системы ориентации и стабилизации, при этом обоснована возможность проведения восстановления ориентации на двигателях стабилизации ЖРД с фиксированной длительностью включения по сигналам магнитометра без использования традиционного инфракрасного построителя местной вертикали.

ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ АДАПТАЦИИ ПП «ЛОГОС» ДЛЯ ЗАДАЧ АО «ВПК «НПО МАШИНОСТРОЕНИЯ»

**Г.В. Белов², В.А. Глазунов¹, А.Н. Гребенников¹, А.В. Малаев²,
А.Е. Новиков², И.В. Петрова², И.В. Ракович², Р.М. Шагалиев¹, А.А. Шестаков²
vprk@promash.ru**

¹ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», г. Саров

²АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Актуальной задачей в процессе проектирования изделий АО «ВПК «НПО машиностроения» является использование современных методов математического моделирования с использованием высокоскоростных параллельных вычислений. ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ» и АО «ВПК «НПО машиностроения» с 2015 года выполняют совместные работы в рамках Соглашения о сотрудничестве по адаптации российского ПП «ЛОГОС» к задачам внутренней газодинамики и теплопрочности. Достигнутые результаты позволяют говорить о возможности применения данного пакета к практическим задачам.

В процессе опытной эксплуатации были выявлены проблемные вопросы, в частности, с сеточной генерацией. Для их решения сформирован план разработки и внедрения функциональных блоков пакета программ «ЛОГОС», в том числе, в работы АО «ВПК «НПО машиностроения».

Реализация данного плана позволит решить задачу полноценного внедрения пакета программ «ЛОГОС» в АО «ВПК «НПО машиностроения».

КОМПЛЕКС СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПРОИЗВОДСТВОМ В СОСТАВЕ СПЖЦ «ЦИФРОВОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ»

О.Н. Занькова

ONZankova@vniief.ru

ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», г. Саров

На современном этапе развития информационных технологий применение на предприятиях автоматизированных и информационных систем управления предприятием и производством – один из важнейших показателей, определяющих конкурентоспособность предприятий, способность производить продукцию с лучшими показателями качества и меньшими затратами на производство. Большое количество предприятий нашей страны, в том числе и предприятия ОПК, использует для управления деятельностью предприятия и производства программное обеспечение зарубежных исполнителей. В связи сложившейся в последние годы международной обстановкой,

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

когда для предприятий, а особенно ОПК, вводятся ограничения на использование иностранного программного обеспечения, актуальным является вопрос создания и развития российского программного обеспечения, в том числе в сфере управления предприятием и производством. Анализ рынка российских разработчиков говорит о том, что компаний, или предприятий, способных в короткие сроки создать полнофункциональный российский продукт, отвечающий требованиям информационной безопасности, очень мало для масштабов нашей страны. В связи с этим РФЯЦ-ВНИИЭФ, как один из лучших научно-исследовательских центров России, предложил в 2016 году старт Программы по реализации проектов по разработке отечественного программного обеспечения «Цифровое предприятие».

Разработанная ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ» отечественная защищенная система полного жизненного цикла изделий «Цифровое предприятие» (далее – СПЖЦ «Цифровое предприятие») представляет собой комплекс взаимодействующих импортонезависимых информационных систем, реализующих полный сквозной жизненный цикл изделия и управление предприятием на базе отечественного программного обеспечения, удовлетворяющий требованиям по информационной безопасности и требованиям нормативно-методологических документов.

Система управления производственными процессами является одной из составных частей СПЖЦ «Цифровое предприятие» обеспечивает функциональным заказчиком на производстве автоматизированное выполнение следующих трудоемких процессов, требующих больших затрат времени и персонала для своего решения:

- формирование, поддержку актуальности, анализ обеспеченности производственной программы ресурсами, мониторинг исполнения;
- формирование оптимальных производственных расписаний и эффективную загрузку оборудования;
- формирование, поддержку актуальности при изменениях производственной программы, потребности в материальных ресурсах и мониторинг ее исполнения;
- формирование и мониторинг данных по показателям качества продукции;
- гибкое перепланирование работ в зависимости от изменяющихся условий;
- визуализацию картины состояния производства.

Система управления производственными процессами СПЖЦ «Цифровое предприятие» реализует полный цикл задач управления производством от планирования загрузки производственных мощностей до регистрации выпуска продукции из производства. Для обеспечения сквозного управления полным жизненным циклом изделия система интегрирована с системой управления предприятием и с PDM-системой.

ПЕРСПЕКТИВНАЯ И КОМПАКТНАЯ АНТЕННАЯ РЕШЕТКА ВЫСОКОГО УСИЛЕНИЯ С НИЗКИМ УРОВНЕМ КРОССПОЛЯРИЗАЦИИ

Д.А. Евсеев

evseev.dmitr@gmail.com

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Радиоэлектронный комплекс является важнейшим узлом ракетно-космической техники, качество работы которого непосредственно влияет на достижение высоких тактико-технических характеристик. Антенная решетка, являющаяся основным элементом радиоэлектронного комплекса, определяет энергетический и точностной потенциал комплекса в целом. Постоянно растущие требования к радиоэлектронному комплексу (масштабные, ценовые и т.д.) вынуждают разработчиков искать пути оптимизации и миниатюризации антенной системы без потери надлежащего

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

качества. В связи с этим, микрополосковые антенные решетки, благодаря своим достоинствам: повторяемость размеров, технологичность, дешевизна, нашли широкое применение в ракетно-космической технике. К недостаткам следует отнести высокий уровень излучения на кроссполяризации.

В данной работе рассмотрено построение антенной системы, где за основу взята микрополосковая антенная решетка. Высокое усиление достигается за счет того, что над антенной решеткой размещается частично-отражающая структура (ЧОС). Подобная конструкция является резонансной антенной, построенной по аналогии с оптическим резонатором Фабри-Перо. Низкий уровень излучения на кроссполяризации достигается выбором конструкции ЧОС.

Проведено электродинамическое моделирование рассматриваемой антенной системы. По полученным результатам были построены следующие характеристики: согласование антенны с линией питания в полосе частот, диаграммы направленности, коэффициент усиления, поляризационные диаграммы. Проведено сравнение полученных результатов с аналогичной антенной системой без ЧОС. Размещение ЧОС над антенной позволило увеличить коэффициент усиления на 6-8 дБ, уменьшить уровень излучения на кроссполяризации в среднем на 10 дБ. Из недостатков было отмечено сужение полосы рабочих частот и сложность настройки антенной системы. Так же в работе рассмотрен вопрос прореживания общего числа излучателей с сохранением энергетического потенциала антенной системы.

ИНТЕГРИРОВАНИЕ В КОМПЛЕКС ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПОДВИЖНОГО ОСНОВАНИЯ ПРИ НАЧАЛЬНОЙ ВЫСТАВКЕ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Г.А. Кислухин, С.А. Лошкарев
gakisluhin@vpk.npomash.ru, s.a.loshkarev@gmail.com

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Полунатурное моделирование занимает одно из ключевых мест в процессе отработки и сдачи программного обеспечения современных изделий РКТ. В составе комплексов полунатурного моделирования (КПМ) программное обеспечение, разработанное на базе математических моделей, впервые начинает совместно функционировать с реальными элементами системы управления (СУ) и агрегатами изделия.

КПМ состоит из:

- изделия, представленного в виде штатных приборов системы управления;
- модели движения объекта управления, модели внешней среды;
- программных имитаторов чувствительных элементов приборов СУ, для обеспечения имитации пространственного движения изделия.

Уход от использования моделей приборов позволит избавиться от методических ошибок реализации моделей и приблизиться к условиям функционирования реального изделия. Первым шагом стало моделирование начальной выставки навигационной системы изделия во время предстартовой подготовки на подвижном основании с использованием штатного инерциального чувствительного элемента.

Основные этапы работы:

1. определение характерных моделей движения носителей, циклограмма проведения испытаний и оцениваемые параметры;
2. разработка модели движения носителя, позволяющей варьировать тип носителя, номер пусковой ячейки, параметры движения носителя и волнения моря;

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

3. разработка модели навигационной системы, формирующей массив навигационной информации;
4. разработка программного обеспечения для задания прецизионного углового движения прибора с чувствительными элементами и замыкания контура моделирования в составе КППМ.

Минимальная погрешность эксперимента, позволила однозначно определить величину и динамические характеристики функции ошибки алгоритма выставки с минимальным использованием статистических методов оценки.

Полученный задел будет использован для проработки возможности моделирования пространственного движения изделия после пуска с носителя.

НАЗЕМНАЯ ОТРАБОТКА ЦИФРОВОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

К.С. Сизов
pro.464@yandex.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Одним из этапов проектирования летательного аппарата (ЛА) является разработка двигательной установки и её системы управления. Выбор прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) в качестве силовой установки (СУ) второй ступени обусловлен его высокими энергетическими характеристиками при относительно высоких скоростях полета и простотой конструкции. Важной задачей проектирования ПВРД является разработка системы управления, которая позволит обеспечить не только запуск, не затухание и обеспечение тяги при всех эволюциях ЛА во всем диапазоне высот, скоростей и углов атаки ЛА, но и достижение максимальной эффективности полета ЛА по всем возможным критериям. Стоит отметить, что в нынешних реалиях, с развитием электроники и компьютерной техники, появилась возможность для перехода от аналоговых систем управления к цифровым системам управления (ЦСУ).

При разработке систем управления важным этапом является проведение наземных испытаний с использованием математического и полунатурного моделирования.

Математическое моделирование обладает рядом преимуществ: невысокая стоимость, не требуется использование дорогостоящего оборудования. К недостаткам же стоит отнести зачастую невысокую точность математических моделей системы и её составляющих частей, связанную со сложностью учёта всех внешних и внутренних факторов, которые проявляются при работе с реальной аппаратурой.

Моделирующий комплексный стенд цифровой системы управления силовой установкой (МКС ЦСУ СУ) создается с целью проведения полунатурных испытаний ЦСУ СУ ПВРД и её составных частей. МКС ЦСУ СУ послужит важным средством отладки, проверки и отработки алгоритмов управления. Полунатурное моделирование представляет собой исследование управляемых систем на моделирующих комплексах с включением в состав модели реальной аппаратуры. Наряду с реальной аппаратурой в замкнутую модель входят имитаторы воздействий и помех, математические модели внешней среды и процессов, для которых неизвестно достаточно точное математическое описание. Включение реальной аппаратуры или реальных систем в контур моделирования сложных процессов позволяет уменьшить априорную неопределенность и исследовать процессы, для которых нет точного математического описания. С помощью полунатурного моделирования исследования выполняются с учетом малых постоянных времени и нелинейностей, присущих реальной аппаратуре. Ожидается, что моделирование на МКС ЦСУ СУ позволит выявить ряд ошибок в приборах и алгорит-

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

мах ЦСУ СУ, как правило, возникающих при совместной работе различных приборов, которые путем математического моделирования выявить не удается.

Таким образом, создание высокоэффективной системы наземных испытаний позволяет повысить вариативность исследований систем управления, сократить затраты на проведение испытаний ЛА, а также уменьшить сроки испытаний.

РЕКЛАМНО-ВЫСТАВОЧНАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ НА РЫНКЕ РОССИЙСКИХ ВОЕННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Е.В. Кустова

kustovdom@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Отечественные военные технологии способны и должны быть первыми на рынке. Над превосходством российских технологий по тактико-техническим характеристикам работают и добиваются результатов сотни конструкторов и разработчиков России. В ходе рекламной-выставочной деятельности предприятия на форумах и салонах представляют миру новейшую технику нового поколения, великолепного качества и по утверждениям военных специалистов уникальных по ряду показателей. Но! Несмотря на очевидные превосходства многие продолжают негативно высказываться о качестве российского вооружения, что негативно сказывается на военном образе страны, а россияне и весь мир не знают о прорывных достижениях и успехах военной техники и вооружения. Средства массовой информации информируют население о возможных закупках Министерством обороны зарубежной бронетехники. Такие заявления дестабилизируют российское общество, общественное мнение в вопросе качества продукции оборонного комплекса нашей страны.

Однако, экспорт вооружения сегодня для России важнейшая составляющая бюджета страны, уступающая только сырьевым добывающим отраслям. Вместе с тем, высокотехнологичное отечественное производство военной техники – это то что начиная от разработки, испытаний, производством и заканчивая утилизацией мы производим сами. Такое конкурентное преимущество остается в тени.

Public Relation (PR) - один из наиболее мощных инструментов формирования интереса к продукции, формирования общественного мнения, влияния на спрос и продажи – сфера в которой нашей стране необходимо одерживать постоянную профессиональную победу. Сегодня от военного противостояния холодной войны мир перешел к маркетинговому противоборству.

Сегодня на рынке появились новые игроки – Китай, Украина, Индия, Польша. Проигрывая в производстве, они тратят большие усилия на рекламную и переговорную деятельность, объявляя российское вооружение низкокачественным.

Вследствие отсутствия налаженных механизмов донесения информации до общества, Россия упускает новейшие рынки сбыта и уступает позиции в традиционных регионах. И это не связано с качеством российских технологий и российского оружия. Мы очень быстро проигрывает информационную войну. Не самостоятельный, незаметный и неуверенный показ достижений на мировых показательных выступлениях – выставках, не осознание экспонентами целей участия в выставках, непрофессиональное отношение к рекламно - выставочной деятельности, при том, что значительная часть переговоров ведется на международных выставках военной техники, создает заведомо негативное отношение к производителю, продукции и технологии.

Эффект от участия в выставке вооружений и военной техники не приходит сразу. Технологии и вооружения нельзя купить здесь и сейчас. Это долгосрочные проекты. Проекты, ставящие страну покупателя в сознательную зависимость от продавца. Под

Секция 22 им. академика В.Н. Челомея

конкретную технику развивается инфраструктура, включая подготовку военных специалистов, создание обслуживающей базы – это долгосрочные усилия.

Российские технологии – это достояние государства. От того как наши предприятия позиционируют себя на мировом рынке ВВТ зависит имидж России.