



РОССИЙСКАЯ
АКАДЕМИЯ
НАУК



ГОСУДАРСТВЕННАЯ КОРПОРАЦИЯ
ПО КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ
«РОСКОСМОС»



КОМИССИЯ РАН ПО РАЗРАБОТКЕ
НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ ПИОНЕРОВ
ОСВОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА



ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ Н.Э. БАУМАНА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»



XLIII АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ

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

Том 1

СБОРНИК ТЕЗИСОВ

29 января—1 февраля 2019 года

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

ABSTRACTS



Москва

ИЗДАТЕЛЬСТВО
МГТУ им. Н. Э. Баумана

2019

УДК 629.78(063)
ББК 39.6
А38

XLIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика А38 С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Москва, 29 января — 1 февраля 2019 г.): сборник тезисов: в 2 т. / Российская академия наук, Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос», Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства; Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)». — Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019.

ISBN 978-5-7038-5093-0

Т. 1. — 419, [1] с.: ил.

ISBN 978-5-7038-5094-7

В сборнике размещены материалы исследований актуальных проблем, относящихся к таким тематическим направлениям 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 направления являются основой для формирования тематики секций по отдельным проблемам современной космонавтики.

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

УДК 629.78(063)
ББК 39.6

Издается в авторской редакции.

ISBN 978-5-7038-5094-7 (т. 1)
ISBN 978-5-7038-5093-0

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019
© Оформление. Издательство
МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019

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» имени 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 имени М.В. Келдыша РАН
- Институт истории естествознания и техники имени С.И. Вавилова РАН
- НПО имени 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
- АО «НПП «Квант»
- ФГБУ «НПО «Тайфун»

Руководители Оргкомитета

Е.А. Микрин — генеральный конструктор по пилотируемым космическим системам и комплексам, академик РАН, председатель

Д.О. Рогозин — генеральный директор Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос», сопредседатель

И.Б. Фёдоров — 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

Пленарное заседание	5
Семинар	6
С е к ц и я 1	
Пионеры освоения космического пространства. История ракетно-космической техники	7
С е к ц и я 2	
Летательные аппараты. Проектирование и конструкция	28
С е к ц и я 3	
Основоположники аэрокосмического двигателестроения и проблемы теории и конструкций двигателей летательных аппаратов	61
С е к ц и я 4	
Космическая энергетика и космические электроракетные двигательные системы – актуальные проблемы создания и обеспечения качества, высокие технологии	76
С е к ц и я 5	
Прикладная небесная механика и управление движением	100
С е к ц и я 7	
Развитие космонавтики и фундаментальные проблемы газодинамики, горения и теплообмена	137
С е к ц и я 8	
Экономика космической деятельности	166
С е к ц и я 9	
Космонавтика и устойчивое развитие общества (концепции, проблемы, решения)	219
С е к ц и я 10	
Космонавтика и культура	243
С е к ц и я 11	
Наукоемкие технологии в ракетно-космической технике	258
С е к ц и я 12	
Объекты наземной инфраструктуры ракетных комплексов	320
С е к ц и я 13	
Баллистика, аэродинамика летательных аппаратов и управление космическими полетами	359

ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

29 января 2019 г., вторник, 11:00
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Учебно-лабораторный корпус, Большой зал
(Рубцовская наб., д. 2/18)
Регистрация участников — 10:00

Открытие Чтений	Ректор МГТУ им. Н.Э. Баумана <i>Анатолий Александрович Александров</i>
Приветственное слово	Генеральный директор Госкорпорации «Роскосмос» <i>Дмитрий Олегович Рогозин</i>
Вступительное слово	Генеральный конструктор по пилотируемым космическим системам и комплексам, академик РАН <i>Евгений Анатольевич Микрин</i>
Современное состояние и перспективы развития отечественной пилотируемой космонавтики	Генеральный конструктор по пилотируемым космическим системам и комплексам, академик РАН <i>Евгений Анатольевич Микрин</i>
75 лет АО «ВПК «НПО машиностроения»	Первый заместитель Генерального директора — заместитель Генерального конструктора АО «ВПК «НПО машиностроения» <i>Вячеслав Иванович Мартынов</i>
Исследования и освоение Луны. Луна — 7-й континент Земли	Научный руководитель Института космических исследований РАН, академик РАН <i>Лев Матвеевич Зелёный</i>
Медико-биологическое обеспечение пилотируемых космических полетов: итоги и перспективы	Директор Института медико-биологических проблем РАН, академик РАН <i>Олег Игоревич Орлов</i>
110 лет академику В.П. Бармину	Советник генерального директора ЦЭНКИ по науке, член-корреспондент РАН <i>Игорь Владимирович Бармин</i>

КРУГЛЫЙ СТОЛ **«Проблемы и перспективы освоения Луны»**

29 января, вторник, 15:00

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

Ведущие:

Член-корреспондент РАН

Батурин Юрий Михайлович

Член-корреспондент РАН

Бармин Игорь Владимирович

Исполнительный директор по пилотируемым космическим программам
Госкорпорации «Роскосмос», лётчик-космонавт

Крикалёв Сергей Константинович

Руководитель Летно-космического центра ПАО «РКК Энергия»,
лётчик-космонавт

Калери Александр Юрьевич

В обсуждении принимают участие:

Ветераны и молодые специалисты, заслуженные испытатели космической техники РКК «Энергия», ФГУП ЦНИИмаш, АО «Российские космические системы», ИКИ РАН, ИМБП РАН, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, ЦПК им. Ю.А. Гагарина
Ученые, специалисты, космонавты, испытатели космической техники
Студенты и аспиранты

Предполагается обсуждение следующих направлений:

- Исследование Луны как объекта колонизации. Луна — запасная планета?
- Ключевые элементы и технологии для освоения Луны
- Проблемы обеспечения пилотируемых полетов и длительного пребывания человека на Луне
- Основные тенденции в развитии «лунных» космических программ в мире на ближайшие годы
- Использование результатов освоения Луны для нужд человечества и научно-технического прогресса



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

ВЫДАЮЩИЙСЯ ДЕЯТЕЛЬ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ (к 100-летию со дня рождения В.Я. Лихушина)

А.А. Гафаров

gafarov@kerc.msk.ru

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»

Представлен жизненный и творческий путь выдающегося ученого и организатора Валентина Яковлевича Лихушина (1918–1992), руководившего почти 33 года многосторонней, многоплановой и плодотворной деятельностью головного научно-исследовательского предприятия ракетно-космической отрасли по двигателестроению [1,2].

28 мая 2018 г. исполнилось 100 лет со дня рождения выдающегося ученого и организатора научно-прикладных исследований и разработок в области ракетно-космической техники доктора технических наук, лауреата Ленинской премии и Государственной премии СССР, Заслуженного деятеля науки и техники РСФСР Валентина Яковлевича Лихушина.

В.Я. Лихушин родился в городе Таганроге в семье служащего. В июне 1941 г. окончил с отличием физико-математический факультет Ростовского государственного университета. Уже в июле 1941 г. был призван в Красную Армию. После окончания учебы в мае 1942 года в звании лейтенанта был направлен в войска зенитной артиллерии, в которых прослужил до демобилизации из армии в декабре 1945 г.

В феврале 1946 г. 27-летний В.Я. Лихушин поступил на работу в качестве инженера в НИИ-1 Министерства авиационной промышленности СССР, как тогда назывался ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». В декабре 1946 г. НИИ-1 возглавил только что избранный академиком 35-летний Мстислав Всеволодович Келдыш. Взаимодействие этих людей на долгие годы определило плодотворную деятельность нашего предприятия.

Валентин Яковлевич активно включается в научную жизнь института. В 1953 г. он успешно защитил диссертацию на соискание ученой степени кандидата технических наук.

В мае 1954 г. постановлением Совета Министров СССР о создании межконтинентальной крылатой ракеты «Буря» В.Я. Лихушин был назначен руководителем работ по направлению «Температурные режимы во время полета». В ходе этих работ он впервые в мировой практике предложил новый метод наземной тепловой и прочностной доводки ракет.

В период проведения работ по созданию «Бури» произошло знаменательное событие в судьбе как института, так и Валентина Яковлевича Лихушина – в октябре 1955 г. он, 37-летний начальник отдела, по рекомендации научного руководителя института М.В. Келдыша был назначен начальником института. Так высоко был оценен не только его широкий научный кругозор, но и умение вести большую организационную работу по обеспечению выполнения государственных заданий.

Под руководством В.Я. Лихушина коллектив института внес весомый вклад во многие приоритетные достижения нашей страны в ракетно-космической технике.

Коллектив института активно участвовал в создании межконтинентальной баллистической ракеты (МБР) Р-7 и ракеты-носителя на ее основе, первых искусственных спутников Земли, первого пилотируемого космического корабля. После триумфального полета Ю.А. Гагарина 12 апреля 1961 г. орденами и медалями была награждена группа

сотрудников НИИ-1, в том числе орденом Ленина — Валентин Яковлевич. За работы по аэродинамике корабля «Союз» сотрудники НИИ-1 были удостоены Ленинской премии.

За работы по динамике жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) и продольной устойчивости ракет с ЖРД для боевых ракетных комплексов (БРК) наземного и морского базирования НИИ тепловых процессов (НИИТП), как с 1965 года стал называться НИИ-1, указом Президиума Верховного Совета СССР от 17 февраля 1975 года был награжден орденом Трудового Красного Знамени.

Одним из важнейших направлений деятельности института в 1970-1980 годы были научные исследования и проектно-конструкторские разработки в обеспечение создания ракетных двигателей твердого топлива для боевых ракетных комплексов. Выполнение комплексных НИОКР совместно с ведущими КБ отрасли обеспечило успешное создание высокоэффективных БРК наземного и морского базирования с твердотопливными МБР.

В 1978 году в институте были возобновлены работы по прямоточным воздушно-реактивным двигателям (ПВРД) для крылатых ракет и к 1991 году завершена отработка сверхзвукового ПВРД оригинальной схемы для крылатой ракеты комплекса «Яхонт».

Во второй половине 1950-х годов в институте под руководством В.М. Иевлева были начаты работы по ядерным ракетным двигателям (ЯРД). В ходе совместных работ с КБХА был разработан стендовый прототип малоразмерного ЯРД тягой 36 кН. Начиная с 1978 г. он прошел цикл успешных испытаний на специализированной стендовой базе, созданной на Семипалатинском ядерном полигоне.

В 1963 г. на НИИ-1 была возложена роль головной организации, а на В.Я. Лихушина роль научного руководителя работ по решению проблемы обеспечения радиационной безопасности на всех этапах эксплуатации создававшихся спутников с реакторными ядерными энергетическими установками (ЯЭУ). Разработанные по результатам исследований сотрудников института методы и средства обеспечили радиационную безопасность населения и биосферы Земли при использовании ядерной энергетики в космосе.

Одновременно с работами по ЯРД и ЯЭУ по инициативе В.М. Иевлева в институте начали развиваться исследования по электроракетным двигателям. В 1985 году в НИИТП возрождаются работы по электроплазменным двигателям. Создается семейство электроракетных двигателей холлового типа мощностью от 100 Вт до 6 кВт для применения на различных космических аппаратах (КА).

Под руководством В.Я. Лихушина институт принимал активное участие в реализации программы межпланетных исследований. Ленинской премии были удостоены сотрудники НИИ-1 за создание первой в мире системы управления ориентацией КА, обеспечившей 7 октября 1959 года фотографирование обратной стороны Луны. За вклад в комплекс работ, связанных с созданием межпланетных аппаратов для исследования Венеры, В.Я. Лихушин был удостоен Ленинской премии.

О высоким научно-техническом уровне и высокой результативности проведенных в период с октября 1955 г. по март 1988 г. под руководством В.Я. Лихушина работ свидетельствует присуждение Ленинской премии 9 сотрудникам института, Государственной премии СССР 28 сотрудникам института, награждение института орденом Трудового Красного Знамени.

С 1953 г. В.Я. Лихушин вел преподавательскую деятельность в Московском физико-техническом институте, где читал курс лекций по теории теплообмена.

Валентин Яковлевич скончался 4 декабря 1992 г. Он похоронен на Головинском кладбище г. Москвы.

На здании главного корпуса Центра Келдыша установлена мемориальная доска в память о почти 33-летней работе В.Я. Лихушина на посту руководителя предприятия. Он входит в число выдающихся деятелей отечественной ракетно-космической науки и техники, включенных в отраслевые биографические энциклопедии.

Литература

- [1] Исследовательский центр имени М.В. Келдыша. 70 лет на передовых рубежах ракетно-космической техники/ Редкол.: А.С. Коротеев, А.А. Гафаров, О.А. Горшков и др. М.: Машиностроение, 2003. 440 с.
- [2] Кошлаков В.В., Губертов А.М., Гафаров А.А. Выдающийся деятель ракетно-космической науки и техники. К 100-летию со дня рождения В.Я. Лихущина. Полет. 2018. № 8. С. 49–56.

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР ГРОЗНЫХ НАСЛЕДНИКОВ ЛЕГЕНДАРНОЙ «КАТЮШИ» (К 100-ЛЕТИЮ А.Н. ГАНИЧЕВА)

С.В. Гуров

sergeivgurov2008@rambler.ru

АО «НПО «Сплав» (г. Тула)

В докладе приведены основные данные об одном из ярких представителей оборонно-промышленного комплекса СССР, лауреате Сталинской и Государственной премий, Герое Социалистического Труда Александре Никитовиче Ганичеве (1918–1983). Его трудовая деятельность была связана с работами по артиллерийским гильзам (с 1938 года) и реактивным системам залпового огня (РСЗО) (с конца 50-х годов XX века), среди которых «Град», «Ураган» и «Смерч».

25 августа 1918 года в семье крестьян Никиты Борисовича Ганичева и Степаниды Егоровны Максимовой (Ганичевой) из деревни Судаково Тульской губернии родился сын Александр. После окончания школы он поступил в Тульский индустриальный техникум в 1934 году, который закончил в 1938 году по направлению гильзового производства, когда он уже назывался Тульский индустриальный механический техникум. В 1938 году он поступает на работу на Тульский патронный завод. В 1940 году в городе Туле выходит в свет его публикация «Расчет основных элементов технологического процесса производства патронных гильз (общая методика)» на 65 страницах.

В связи с начавшейся 22 июня 1941 года войной, А.Н. Ганичев был эвакуирован в город Новосибирск, затем переехал в город Зеленодольск, а позже – в Москву, где он проработал до конца ноября 1945 года. Сведения о его деятельности в годы войны крайне ограничены. Только в книге «Оружие Победы» (1987 год [1], материалы предоставлены Костеревым Евгением Борисовичем, г. Алексин, Тульская область) упоминаются данные о большом вкладе в развитие гильзовой промышленности в годы Великой Отечественной войны группы талантливых инженеров, включая А.Н. Ганичева, которая разработала и внедрила в массовое производство технологический процесс, обеспечивший снижение трудоемкости прессово-термической обработки в 5 раз и увеличение выпуска гильз для 76-мм пушечных выстрелов почти в 2 раза.

С 13 декабря 1945 года и до конца жизни трудовая деятельность А.Н. Ганичева была связана с тульским НИИ-147 (в дальнейшем ТУЛГОСНИИТОЧМАШ, НПО «Сплав», а ныне АО «НПО «СПЛАВ»), сначала в гильзовом направлении, а затем в направлении создания, отработки, испытаний, принятия на вооружение и развития РСЗО.

По гильзовому направлению А.Н. Ганичев работал по латунным гильзам к 20-мм пушке Б-20, 23-мм пушке Ш-3, 30-мм авиапушке, 48/78-мм пушке СМ-7, 100/56-мм пушке, 130-мм пушке КС-30, 130/58-мм пушке СМ-2, 180/60 мм пушке и ряду других изделий. Свой опыт он обобщил в книге «Конструирование цельнотянутых артиллерийских гильз», вышедшей в свет в 1957 году и ставшей настольной книгой гильзовиков.

В 1957 году Александр Никитович закончил Тульский механический институт по специальности «Патроны и гильзы».

В связи со свертыванием работ по артиллерии в конце 50-х годов XX века начинается эра ракетной техники. Перепрофилироваться пришлось и гильзовому НИИ-147. Новым направлением работ становится разработка реактивных систем залпового огня. Под руководством Александра Никитовича Ганичева были созданы полевые реактивные системы М-21 (РСЗО «Град»), М-21В (РСЗО «Град-В») (последняя для воздушно-десантных войск), РСЗО «Град-1» и «Ураган», легкая переносная реактивная система «Град-П» (в интересах вьетнамской стороны), береговой самоходный реактивный бомбометный комплекс ДП-62 «Дамба» в интересах военно-морского флота, принятые на вооружение. Другими изделиями были РСЗО «Прима», «Смерч», Зажигательный реактивный комплекс «Буратино» (специальный комплекс залпового огня «Буратино»), принятые на вооружение уже после смерти А.Н. Ганичева.

Созданные под руководством А.Н. Ганичева изделия разрабатывались как оружие массового производства, дешевое, эффективное, с высокой технологичностью конструкций и высокой степенью унификации и стандартизации.

Основными конструктивными подходами при проектировании реактивных снарядов (РС) были:

- использование однотипной ракетной части (РЧ) для снарядов с различными (новыми и старыми) головными частями с учетом расширения диапазона выполняемых боевых задач;

- использование однотипных головных частей (новых и старых) с различными типами РЧ (однокамерной из одной или из двух труб);

- использование снарядов для пуска с различных типов боевых машин, т.е. как ранее разработанных, так и вновь создаваемых;

- увеличение дальности полета РС за счет создания их образцов больших калибров, а также использования в их конструкциях ракетных двигателей на ракетном смесином твердом топливе;

- унификация взрывательных устройств для РС калибров 122 и 220 мм.

Основными конструктивными подходами при проектировании боевых машин были:

- использование люльки для монтажа на ней пакета направляющих, т.е. произошел окончательный отход от использования в составе артиллерийской части фермы для крепления на ней направляющих, что в свою очередь создало предпосылки для создания боевых машин с транспортно-пусковыми контейнерами;

- использование однотипных тонкостенных направляющих с винтовым(и) направляющим(и) пазом(ами) для создания различных конфигураций пакетов направляющих;

- использование электрических приводов для выполнения наведения поворотной части по углу возвышения и по азимуту, благодаря чему облегчается процесс наведения и снижается механическая нагрузка на номер расчета (наводчика).

В 1951 году А.Н. Ганичеву присуждается Сталинская премия. В 1971 году ему присвоено звание Героя Социалистического Труда с вручением медали Золотая Звезда и ордена Ленина. В 1976 году ему присуждены Государственная премия СССР и ученая степень доктора технических наук по совокупности работ.

Александр Никитович Ганичев умер 2 января 1983 года. Похоронен на Тульском городском кладбище № 1 (на Мыльной горе).

Около АО «НПО «СПЛАВ» и на территории Тульского государственного музея оружия установлены бюсты А.Н. Ганичева. На проспекте Ленина в городе Туле, напротив дома, в котором он жил, установлен его барельеф с пояснительной надписью. Учреждены стипендия и премия имени А.Н. Ганичева. В экспозиции Военно-исторического

музея артиллерии, инженерных войск и войск связи (г. Санкт-Петербург) находится его уголок. В 2018 году написана и издана книга «Залпы Ганичева» [2]. Принято решение присвоить его имя АО «НПО «СПЛАВ». Есть предложение назвать одну из улиц Города Героя Тулы его именем [3, 4].

Литература

- [1] Оружие Победы / И.В. Бах, И.И. Вернидуб, Л.И. Демкина и др.; редкол.: В.Н. Новиков (пред.) и др.; под общ. ред. В.Н. Новикова. М.: Машиностроение, 1987. 512 с.
- [2] Коровин В.Н. Залпы Ганичева. К 100-летию Александра Никитовича Ганичева / под общ. ред. Н.А. Макаровца. М.: Международный объединенный биографический центр, 2018. 304 с.
- [3] Гуров С.В. Александр Никитович Ганичев. Моменты биографии. Воспоминания очевидцев. 27.08.2018. URL: <http://rbase.new-factoria.ru/pub/ganichev-an.shtml> (дата обращения: 18.10.2018).
- [4] Сайт «Ракетная техника». Ключевые слова: система «Град», РСЗО «Ураган», РСЗО «Смерч», комплекс «Дамба», система «ТОС-1». URL: <http://rbase.new-factoria.ru/> (дата обращения: 24.10.2018).

О КНИГЕ «ГЕНЕРАЛ Н.Ф. ШЛЫКОВ – “ОТЕЦ” ГОРОДА КРАСНОЗНАМЕНСКА»

С.И. Мигулин

migsi@yandex.ru

НИИ (Военной истории) ВАГШ ВС РФ

В представляемой книге [1] рассказывается об одном из руководителей воинского коллектива Командно-измерительного комплекса (КИК) — генерал-лейтенанте Николае Федоровиче Шлыкове, лауреате Ленинской премии, возглавлявшем объединение с 1976 по 1988 г.

Николай Федорович Шлыков — командир дивизиона гвардейских минометных установок «Катюша» в годы Великой Отечественной войны 1941–1945 гг., начальник штаба полигона Капустин Яр, начальник направления в Генштабе, заместитель начальника Главного управления космических средств, начальник Главного научно-исследовательского испытательного центра космических средств Министерства обороны — таков его путь в Вооруженных Силах. В полной мере его талант руководителя-военачальника раскрылся в период командования частями КИК. Под руководством Николая Федоровича была создана современная система управления всей отечественной орбитальной группировкой и наземными средствами КИК, проведены испытания и приняты в эксплуатацию единая система спутниковой связи, космическая навигационная система и многие другие космические комплексы. Краснознаменск, небольшой военный городок в Подмосковье, был превращен в прекрасный, современный город — столицу КИК. Еще при жизни Николая Федоровича благодарные жители называли одну из улиц города в его честь.

Литература

- [1] Мигулин С.В. Генерал Н.Ф. Шлыков — «отец» города Краснознаменска. М.: Эль Гранде, 2018. 280 с.

ЛИДЕРЫ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ (К 90-ЛЕТИЮ АО «НПО «ЭНЕРГОМАШ» ИМЕНИ АКАДЕМИКА В.П. ГЛУШКО»)

В.С. Судаков

sudakov_vs@npom.ru

В.Ф. Рахманин

АО «НПО «Энергомаш», Химки

В докладе излагаются история и современная деятельность одного из старейших предприятий ракетной двигателестроительной отрасли – акционерного общества «НПО «Энергомаш» имени академика В.П. Глушко»

Наше предприятие ведет отсчет своей работы с 15 мая 1929 года, с первого рабочего дня будущего академика В.П. Глушко в качестве руководителя небольшой группы по разработке ракет и двигателей в составе Газодинамической лаборатории в Ленинграде.

Неоднократно менялось место расположения нашего предприятия, его ведомственная подчиненность, но неизменной оставалась основная тематика – жидкостные ракетные двигатели (ЖРД). Москва — РНИИ, Тушино и Казань — КБ-«шарашка» в структуре НКВД, Казань — ОКБ-СД и наконец, Химки — ОКБ-456, сейчас АО «НПО «Энергомаш».

Жидкостные ракетные двигатели, разработанные в АО «НПО «Энергомаш», надежно выводят практически все отечественные космические объекты, начиная с первого искусственного спутника Земли, первого космического корабля с человеком на борту, до орбитальной станции «Мир», сверхмощной ракеты «Энергия» с космическим кораблем «Буран» и элементов Международной космической станции.

За свою историю АО «НПО «Энергомаш» создало около 60 модификаций ЖРД как для космических ракет-носителей (РН), так и для боевых баллистических ракет. В том числе для БРДД Р-1, Р-2, Р-5, Р-12, Р-14, МБР Р-16, Р-7, Р-9, Р-36, Р-36М, Р-36М2 и ряда других, ставших надежным ракетно-ядерным щитом нашей Родины.

Всего было изготовлено около 18 тысяч разработанных АО «НПО «Энергомаш» ЖРД. Около 5 тысяч из них использованы в ходе отработки элементов конструкций и других испытаний двигателей. 13 тысяч ЖРД успешно отработали в составе первых и вторых ступеней космических ракет. Это значительно выше, чем у какой-либо иной фирмы в мире по разработке и производству ЖРД.

Технические решения 50-х годов 20 века сделали возможным создать двигатели РД-107 и РД-108 для первой в мире межконтинентальной баллистической ракеты Р-7, которая стала первой ракетой, вынесшей 4 октября 1957 г. первый рукотворный спутник на околоземную орбиту. Эти же двигатели обеспечили успешный полет 12 апреля 1961 г. первого космонавта Земли Ю.А. Гагарина. Модификации этих двигателей и сегодня обеспечивают успешное выполнение отечественной пилотируемой программы и будут служить еще много лет.

Фундаментальная конструкторская школа, созданная академиком В.П. Глушко, позволила добиться уникальных результатов в области создания мощных высоконадежных кислородно-керосиновых ЖРД, опережающих на многие годы по своим техническим характеристикам американские и европейские разработки.

Одной из важнейших разработок АО «НПО «Энергомаш» являются двигатели РД-170 и РД-171 для первых ступеней космического комплекса «Энергия – Буран» и РН «Зенит» соответственно. Их разработка стала качественно новым шагом в создании ЖРД. Это самые мощные в мире четырехкамерные ЖРД с наивысшим уровнем параметров и характеристик для двигателей данного класса, работающих на жидком кислороде и керосине.

В середине 90-х годов предприятие вышло на международный рынок. В итоге был создан двухкамерный двигатель РД-180 для семейства РН «Атлас» американской компании Локхид Мартин. Первый полет американской РН «Атлас III» с российским двигателем РД-180 состоялся 24 мая 2000 года, а первый пуск РН «Атлас V» также с двигателем РД-180 — 21 августа 2002 года. В США поставлено более 100 серийных ЖРД, успешно осуществлено 85 пусков РН «Атлас» с РД-180. Это уникальный пример закупки российской высокотехнологичной продукции американскими компаниями.

Разработка кислородно-керосинового ЖРД РД-191 началась в АО «НПО «Энергомаш» в конце 1998 г. Этот двигатель предназначен для унифицированного разгонного модуля первой ступени (УРМ-1) нового семейства российских РН «Ангара». Прототип двигателя РД-191 работал без замечаний в трех пусках южнокорейской РН КСЛВ-1. В 2014 г. были успешно выполнены первые летные испытания ЖРД РД-191 в составе РН «Ангара 1.2» и РН «Ангара 5».

Сегодня АО «НПО «Энергомаш» является активным игроком на рынке космических услуг. Ежегодно изготавливается до 20 ракетных двигателей, выполняются огневые испытания ЖРД и автономные испытания узлов и агрегатов, ведутся научно-исследовательские работы по перспективным направлениям и т. д.

Задача увеличения энергетических характеристик ЖРД подталкивает специалистов предприятия к поиску различных решений, в том числе к модернизации и усовершенствованию эксплуатируемых хорошо зарекомендовавших себя модификаций.

Семейство кислородно-керосиновых ЖРД разработки АО «НПО «Энергомаш», созданных на основе двигателя РД-170, охватывает диапазон тяг от 80 до 1000 тс, что позволяет в минимальные сроки и с наименьшими затратами удовлетворить потребности разработчиков любых перспективных РН — от легких до супертяжелых. Это семейство обеспечивает максимально возможную унификацию технических решений, материалов, производственных процессов и высоких эксплуатационных качеств, что позволяет совершенствовать двигатели семейства в едином русле, минимизируя издержки и обеспечивая высокое качество и надежность.

Новые проекты предполагают использование модернизированного ЖРД РД-171МВ в составе новой российской РН «Союз 5», в проектах сверхтяжелых РН также рассматриваются ЖРД разработки АО «НПО «Энергомаш».

Подводя итоги, можно с гордостью сказать: АО «НПО «Энергомаш» накоплен многолетний опыт создания ЖРД, применения уникальных технологий, организовано и поддерживается эффективное взаимодействие с предприятиями отрасли, научными организациями страны. Получена значительная практика внешнеэкономической деятельности. Указанные факторы являются серьезным долговременным конкурентным преимуществом предприятия, позволяющим занимать твердые позиции на рынке космических технологий.

АО «НПО «Энергомаш», созданное В.П. Глушко, по праву находится в авангарде мировой ракетно-космической промышленности, продолжая выпуск высокосоввершенных ЖРД, активно разрабатывая новые конкурентноспособные решения по широкой гамме новой продукции.

СБОРНИК «УТРО НАЧИНАЕТСЯ НА "ВОСТОКЕ"»: СВИДЕТЕЛЬСТВА УЧАСТНИКОВ РАБОТ И СРЕЗ ЭПОХИ

Е.К. Бабичев
Л.П. Вершинина

Babichev.e.k@gmail.com
vega100@mail.ru

Правительство Московской области

В докладе представлены история создания сборника документов «Утро начинается на "Востоке"» [1], его структура, особенности, характеристика авторов воспоминаний и др.

История космонавтики переживает сегодня не самые лучшие времена, и в мире, находящемся в стадии системного кризиса, трудно ожидать чего-то лучшего. Сплошь и рядом мы наблюдаем, как рушатся традиции, меняется мировоззрение, а попытки переписывания истории принимают чуть ли не глобальный масштаб. Ориентироваться в этом хаосе, удержаться в рамках не только истины, но и в рамках элементарной логики зачастую бывает трудно.

И выход в такой ситуации видится один — путем кропотливого и тщательного исследования истории, прояснения ее белых пятен и осмысления пройденного создать информационное поле адекватного восприятия прошлого.

Именно эту задачу призван решать сборник документов «Утро начинается на "Востоке"», включающий документы двух видов: воспоминания о подготовке первых пилотируемых полетов в космос и отклики на полет Юрия Гагарина.

Тексты воспоминаний написаны в 1961–1962 гг. сотрудниками ОКБ-1 и завода № 88, принимавшими участие в работе, т.е. в данном случае мы имеем дело со свидетельствами очевидцев и участников тех грандиозных событий. Эти материалы были подготовлены во исполнение соответствующего приказа С.П. Королёва № 26 от 30 июля 1961 г., обязавшего ведущих лиц, принимавших непосредственное участие в работах над «Востоком», «представить в описательной форме наиболее интересные процессы конструирования, производства, испытания, подготовку старта, а также старт космического корабля "Восток" с ракетодрома» [2].

Тексты воспоминаний были написаны в закрытом режиме, т.е. авторы не были связаны необходимостью что-либо скрывать или умалчивать, писали без ограничений и купюр, и это обстоятельство придает данным текстам особую ценность. В 2010 году документы были рассекречены для сборника «Первый пилотируемый полет» (Москва, «Родина-МЕДИА», 2011). Тогда им, как, впрочем, и публикуемым здесь же откликам, места в книге не нашлось, и лишь теперь эти документы становятся доступны широкому кругу читателей и исследователей.

Личные свидетельства технических специалистов отражают многогранный, насыщенный драматическими событиями процесс создания и отработки первого в мире пилотируемого ракетно-космического комплекса с космическим кораблем «Восток». Воспоминания записывались, в сущности, «по горячим следам», что придает тексту большую достоверность и позволяет читателю почти физически ощутить волнующее чувство сопричастности к тому, как творилась История.

Энтузиазм и самоотдача, ответственность и воля инженеров, руководителей и простых рабочих в полной мере проступают сквозь строки их воспоминаний. Тот самый человеческий фактор, что за полтора десятилетия до описываемых событий сокрушил фашистскую Германию, в конце 50–60-х годов предопределил невиданные темпы созидания и развития отечественной ракетно-космической техники, в значительной мере компенсировал все мыслимые конструкторские и производственные недостатки и организационные нестыковки.

Может быть, именно душевный отклик, вызванный прочтением сборника воспоминаний, позволит нашим космическим кадрам вдохнуть новое качество и в современную отечественную ракетно-космическую технику.

Временной охват описываемых событий ограничен групповым полетом «Востока-3» и «Востока-4» с А.Г. Николаевым и П.Р. Поповичем 11–15 августа 1962 г. Для всей пилотируемой программы это было то самое начало, когда каждый полет являлся значительным шагом в развитии техники и одновременно закреплением лидерства СССР в космической деятельности. Страна и весь мир только начали изумляться советским «штурмом космоса». Но, оставаясь на почве технических реалий, следует отметить, что для самого корабля, как и для ракетно-космического комплекса в целом, основные технические проблемы остались позади именно к моменту полета «небесных братьев». Корабль был доработан настолько, что все этапы этой экспедиции (выведение, работа систем в полете, спуск и посадка) прошли «без сучка и задоринки». Таким образом, к 1962 г. ракетно-космический комплекс «Восток» в основном преодолел болезни становления и поднялся на качественно новый этап жизненного цикла.

Пилотируемая программа пусков кораблей «Восток» оказалась достаточно короткой: с апреля 1961 по июнь 1963 г. Многие в ней было решено впервые и стало основой для создания новых космических комплексов и систем. Впереди у авторов приведенных воспоминаний было еще много славных лет плодотворного труда на благо отечественной космонавтики. Понадобилось более полувека, чтобы эти воспоминания первопроходцев советской практической космонавтики увидели свет. И можно лишь сожалеть, что не всегда оправданные режимные ограничения, а затем и просто потеря общественного интереса к космосу не дали сделать этого раньше. Тем значимее факт выхода этого сборника, подающий надежду знатокам и энтузиастам на то, что дождутся своего часа, найдут своего благодарного читателя сокрытые в недрах архивов по сию пору истинные нетленные ценности — документы и личные свидетельства дерзновенной эпохи космической романтики!

Несколько слов о второй части сборника — откликах разных людей на полет Ю.А. Гагарина. Часть из них представляет собой переводы писем и телеграмм, присланных в апреле 1961 г. в посольства СССР в Париже и Берне, другая часть — письма и телеграммы из разных регионов Советского Союза. Все эти отклики размещены в хронологическом порядке. Среди имеющейся в распоряжении иностранной корреспонденции были выбраны наиболее интересные, для советской же одним из основных критериев стал географический: письма и телеграммы представляют, по возможности, разные республики Советского Союза и различные регионы РСФСР.

Для более зримого восприятия воспоминаний книга снабжена большим количеством фотографий: портретов упоминаемых людей, а также сюжетными снимками и др. Кроме того, в сборнике размещены цветные иллюстрации, которые, по замыслу, должны помочь читателю «погрузиться» в описываемую эпоху начала 1960-х годов, ставшую для советских людей триумфальной, отмеченной общественной активностью и насыщенной грандиозными политическими событиями.

Идея создания данного сборника на протяжении всей работы неизменно находила понимание среди руководителей и должностных лиц, ветеранов, любителей, к кому мы обращались за помощью. Так, в короткие сроки были предоставлены фотографии, копии документов, материалы эпохи 1960-х гг., справочная информация и др., за что авторы выражают искреннюю благодарность всем откликнувшимся.

Литература

- [1] Утро начинается на «Востоке». Сборник документов, посвященных подготовке и осуществлению первых пилотируемых полетов в Космос / авт.-сост. Е.К. Бабичев, Л.П. Вершинина. М.: Ассоциация содействия развитию научно-технических музеев «АМНИТ», 2018.
- [2] Центральный архив Ракетно-космической корпорации «Энергия». Д. 2270. Л. 10–11.

ВОСПОМИНАНИЯ О РАБОТЕ БАЛЛИСТИКОВ ПО ПРОГРАММЕ «ВОСТОК»

Кирсанов В.Г.

shapowalov.ewg@yandex.ru

ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

Аннотация

В докладе приводятся воспоминания о работе по подготовке первого полета человека в космос, о функциях баллистиков на космодроме, встречах с главным конструктором С.П. Королёвым.

1. Первое знакомство с С.П. Королёвым

В начале лета 1958 г. на самолетостроительном факультете (1-й факультет) МАИ состоялось распределение студентов пятикурсников по местам их будущей работы. А.Д. Родионов — заместитель декана 1-го факультета по договоренности с В.П. Мишиным отобрал 20 весьма успевающих студентов и с их согласия направил на преддипломную практику в ОКБ-1, имея в виду, что после защиты дипломных проектов они останутся там работать.

И вот в конце августа 1958 года после военных лагерей мы на территории ОКБ-1 в корпусе 64, дальше нас вахтер не пускает — нет соответствующих отметок на пропусках. Со стороны входа в 64 корпус появляется плотный мужчина в кожанке и спрашивает: «Молодые люди, что вы здесь делаете?». Один из нас Е.Л. Горбенко докладывает по-военному: «Мы студенты Московского авиационного института им. Серго Орджоникидзе прибыли для прохождения преддипломной практики», — «А в какие отделы?», отвечаем: «Большинство в проектный отдел № 3, а я в отдел динамики и баллистики № 17».

Мужчина в кожанке уходит и буквально минут через 5 появляются два других: один высокий лысоватый (это был С.С. Крюков — начальник отдела № 3) и импозантный мужчина в золотых очках (это был зам. начальника отдела № 17 — И.Н. Садовский). Быстро решается вопрос о проходе внутрь корпуса 64 в соответствующие отделы. Узнаем, что мужчина в кожанке — это Сергей Павлович Королёв. Так впервые мы увидели С.П. Королёва.

В настоящее время из этих 20 студентов, направленных в ОКБ-1 в 1958 г., работают в РКК «Энергия» только трое: Е.Л. Горбенко, В.Г. Кирсанов и Б.С. Шиманский.

Остальные или на пенсии или ушли в мир иной.

2. Первые командировки на космодром

Форсированная подготовка к запуску Первого человека в космос началась с лета 1960 года. Был запущен ряд кораблей с собаками, не все они были удачными.

В феврале — марте 1961 г. начался заключительный этап подготовки. В полет ушли изделия 8К72 № 14 с объектом «ЗКА» № 1, 9 марта 1961 г. и № 15 с объектом «ЗКА» № 2, 25 марта 1961 г. все с манекенами на борту (так назывался номер пуска по номеру изделия — ныне это РН «Восток»).

Эти запуски проводились по Гагаринской программе (выведение корабля ракетой-носителем на орбиту с наклоном $\sim 65^\circ$ — виток вокруг Земли — торможение корабля в атмосфере — катапультирование и мягкая посадка космонавта на парашюте) были зачетными.

Мне, тогда еще молодому специалисту (24–25 лет), посчастливилось быть на этих пусках: летом и осенью 1960 г. в качестве стажера у начальника сектора В.К. Безвербо-

го и начальника группы Б.Б. Голышева. На пусках изделий № 14 и № 15 я представлял баллистиков самостоятельно, а на Гагаринский пуск подъехал В.И. Безвербый.

3. Работа баллистиков на космодроме

1. Подготовка полетного задания, включающего данные по настройкам приборов системы управления РН, геодезические данные, время старта и ряд других. Полетное задание подписывается Главными конструкторами и утверждается техническим руководителем или председателем Госкомиссии.

Полетное задание не является исполнительным документом.

2. Заполнение бортового журнала, часть 2, по которому настраиваются приборы СУ РН. Баллистики отвечают за расчет уставок, военные специалисты вводят эти уставки, офицеры проверяют правильность введения уставок и каждый расписывается за свой участок работы.

3. Подготовка технической справки с анализом изменения массы полезного груза из-за отличия формулярных данных (характеристик) для конкретной РН от расчетных значений, использованных при проведении баллистических расчетов. Эта справка утверждалась С.П. Королёвым.

4. Ответы руководству на вопросы с баллистическим уклоном.

4. Первая встреча с С.П. Королёвым на космодроме

В конце марта 1961 г. вечером часов в 8 меня нашел ведущий конструктор по РН с поручением зайти к С.П. Королёву.

Захожу в кабинет С.П. Королёва, где кроме него были Л.В. Воскресенский (зам. главного конструктора по испытаниям) и С.А. Косберг (главный конструктор двигателя третьей ступени РН). Сергей Павлович обращается ко мне: «т. Кирсанов, до какой секунды при аварии РН корабль приземлится еще на территории СССР». Вопрос мне знаком, я называю секунду. Сергей Павлович: «Мне доложили, что это будет раньше». Я по неопытности возражаю. У Сергея Павловича начинает дергаться веко глаза.

На помощь приходит Леонид Александрович Воскресенский: «А в каких материалах приводятся эти секунды?». Отвечаю «В нашем баллистическом отчете РС-3». Так возьмите РС-3 и покажите Сергею Павловичу. Я выхожу, беру в первом отделе этот отчет (гриф сов. секретно) и приношу в кабинет Сергея Павловича. Сергей Павлович с С.А. Косбергом о чем-то беседуют у окна. Л.А. Воскресенский надевает очки, я раскладываю на столе отчет, показываю трассу полета с посекундной разметкой. Леонид Александрович убеждается, что я правильно назвал секунду и обращается к С.П. Королёву: «Сережа, а он прав». Сергей Павлович подходит к столу, заинтересованно рассматривает карту с трассой полета, проходящей в районе г. Магадан (наклонение орбиты ~ 65°), постукивает пальцем и говорит: «Не помню, как называется этот залив». Я подсказываю: «Залив Шелехова». С.П. резко ко мне поворачивается: «Откуда это знаешь, жил, что ли там?». Я отвечаю: «Там не жил, а жил и закончил школу в г. Фергане».

С.П. отвечает: «Это одно и то же». (По-видимому С.П. знал, что в Ферганской долине есть урановые рудники).

А что Сергей Павлович был в заключении в Магаданской области, я узнал много лет спустя.

Далее С.П. поинтересовался, как я устроился с жильем на полигоне.

Затем дал поручение: подготовить карту СССР и мира с трассой полета, нанести квадраты вдоль трассы полета, пронумеровать квадраты, начиная со старта. Все это сделать в двух экземплярах, один экземпляр будет у него в бункере во время пуска РН с Ю.Н. Гагариным, а второй – у Главкома авиации Вершинина.

Через пару дней вместе с военными баллистами во главе с В.А. Никулиным мы выполнили поручение С.П. Королёва, доложили, ему понравилось.

К счастью, никакой аварии на РН при запуске Ю.А. Гагарина не произошло, так что эти карты оказались невостребованными.

К ВОПРОСУ ОБ ОСНОВНЫХ ПОНЯТИЯХ И ПЕРИОДИЗАЦИИ ФОРМИРОВАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ В СССР (1958–1965 ГГ.)

А.В Белкин

avbelkin82@rambler.ru

Самарский областной институт повышения квалификации
и переподготовки работников образования

В докладе проведен анализ соотношения понятий «ракетно-космическая» и «военная ракетная промышленность», которые образуют в единстве понятие «ракетная промышленность»; выделен период возникновения и формирования военной ракетной промышленности в 1951-1958 гг., который был этапом создания предпосылок для возникновения и формирования ракетно-космической промышленности в 1958 – 1965 гг. в СССР.

История промышленного производства достижений конструкторской мысли в СССР в конце 1950-х — середине 1960-х гг. до настоящего времени не нашла адекватного своим масштабам отражения в научной исторической литературе. В целом специальное научное изучение истории ракетно-космической промышленности в СССР стоит на пороге своего начала. Среди работ отечественных авторов, внесших определенный вклад в изучение отдельных аспектов темы, следует выделить докторскую диссертацию И.В. Быстровой (2001 г.) [1]; второе издание монографии Н.С. Симонова (2015 г.) [2]; книгу Л.П. Вершининой (2016 г.) [3]. В зарубежной историографии обращает на себя внимание работа Кристиана Лардые и Стефана Баренски (2013 г.), в которой впервые рассматриваются вопросы производства ракет-носителей «Союз» [4]. Таким образом, к концу 2010-х гг. создаются историографические предпосылки для специального исследования по истории ракетно-космической промышленности в СССР, в том числе и этапа ее формирования в 1958-1965 гг.

Целью данного доклада является создание ряда научно-познавательных предпосылок для изучения проблемы формирования ракетно-космической промышленности в СССР путем решения следующих исследовательских задач:

1) определить соотношение понятий «ракетная промышленность», «военная ракетная промышленность» и «ракетно-космическая промышленность»;

2) обозначить точные хронологические рамки процесса формирования ракетно-космической промышленности в СССР на основе выделения периодизации ее развития.

Для определения хронологических рамок формирования ракетно-космической отрасли промышленности, мы будем исходить из того, что отраслью промышленности является совокупность взаимосвязанных предприятий, которые имеют однотипное экономическое назначение производимой продукции, общую техническую базу, особый профессиональный состав работников, специфику работы, используют однородные потребляемые материалы и характеризуются однотипностью технологических процессов. Это, в свою очередь, предполагает уточнение соотношения понятий: ракетная промышленность, военная ракетная промышленность и ракетно-космическая промышленность, поскольку от особенностей их понимания будет существенно зави-

сеть определение хронологических рамок и периодизация развития ракетно-космической промышленности в СССР. На наш взгляд, более точно отражает процесс исторического развития их следующее понимание:

– *военная ракетная промышленность* — отрасль машиностроения, включающая взаимосвязанные научно-исследовательские, проектно-конструкторские организации и промышленные предприятия, занимающиеся разработкой, производством, ремонтом и модернизацией военных ракет.

– *ракетно-космическая промышленность* — отрасль машиностроения, включающая взаимосвязанные научно-исследовательские, проектно-конструкторские организации и промышленные предприятия, занимающиеся разработкой, производством, ремонтом и модернизацией ракетных комплексов космического назначения, наземного оборудования космических систем и образцов космической техники гражданского и военного назначения.

– *ракетная промышленность* — отрасль машиностроения, включающая взаимосвязанные научно-исследовательские, проектно-конструкторские организации и промышленные предприятия, занимающиеся разработкой и производством военных ракет и ракетно-космической техники.

Кроме того, необходимо отличать опытное производство, цель которого состоит в отработке изделия, и промышленное серийное производство, направленное на выпуск и поставку готовой продукции потребителю. Опытное производство по существу является важной предпосылкой для начала серийного промышленного производства.

В связи с этим в вопросе о хронологических рамках истории формирования ракетно-космической промышленности в СССР необходимо различать период складывания предпосылок ее возникновения и собственно период формирования отрасли.

Этапом предыстории ракетно-космической промышленности в СССР следует считать 1951–1958 гг. — период начала производства военных ракет. Датой создания военной ракетной промышленности в СССР является 1 июня 1951 г. — запуск серийного производства военных ракет Р-1 на заводе № 586 (Южмаш, Днепропетровск — п/я 186). На этом этапе происходит создание предпосылок для возникновения в 1958 г. ракетно-космической промышленности в виде промышленного производства космических ракет на базе Р-7.

Первый период истории ракетно-космической промышленности в СССР — этап ее возникновения и формирования. Он начинается с созданием Самарского (Куйбышевского) научно-промышленного ракетно-космического комплекса в 1958 г., когда было образовано производственное ядро ракетно-космической промышленности в СССР. Завершается процесс формирования новой отрасли промышленности только 2 марта 1965 г. административным оформлением, когда из состава Государственного комитета СМ СССР по оборонной технике было выделено министерство общего машиностроения как государственный орган управления ракетной отраслью промышленности, включившей два направления: военное ракетостроение и ракетно-космическую промышленность. Таким образом, хронологические рамки периода формирования ракетно-космической отрасли промышленности в СССР ограничиваются 1958 г. и 1965 г.

Проведенный теоретический анализ создает необходимые научные предпосылки изучения проблемы формирования ракетно-космической промышленности в СССР в 1958–1965 гг. и создания на этой основе обобщающего научного исторического исследования проблемы, а также специальных научных работ.

Литература

- [1] Быстрова И.В. Военно-промышленный комплекс СССР в годы холодной войны, 1945–1964 гг.: Стратегические программы, институты, руководители: дис. ... д-ра ист. наук. М., 2001. 555 с.

- [2] Симонов Н.С. ВПК СССР: темпы экономического роста, структура, организация производства и управление. 2-е изд., доп. и испр. М., 2015. 504 с.
- [3] Вершинина Л.П. Рождение ракетно-космической отрасли Советского Союза 1944–1947 гг.: сборник научных статей: Киров: Кировская областная типография, 2016. 136 с.
- [4] Christian Lardier and Stefan Barensky. The Soyuz launch vehicle: the two lives of an engineering triumph. Springer, 2013. 512 p.

СОЗДАНИЕ ПЕРВОЙ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ЖИДКОСТНОЙ РАКЕТЫ В ГРУППЕ ИЗУЧЕНИЯ РЕАКТИВНОГО ДВИЖЕНИЯ

А.П. Александров

Alexander.Alexandrov@rsce.ru

ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

Доклад посвящен периоду становления научно-практической организации по реактивной технике — Группы изучения реактивного движения (ГИРД) и созданию первой баллистической жидкостной ракеты конструкции М.К. Тихонравова (1933 г.).

Осенью 1931 года инициаторы создания научно-практической организации по реактивной технике — Группы изучения реактивного движения Ф.А. Цандер, М.К. Тихонравов, Ю.А. Победоносцев собрались на квартире у С.П. Королёва, где в процессе обсуждения проблемы наметили первые шаги в разработке первых конструкций жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) и экспериментальных ракет [1].

Работы проводились под руководством начальника ГИРДа С.П. Королёва в легендарном подвале на Садово-Спасской улице, в доме №19 и на Николо-Урюпинском полигоне инженерных войск РККА в поселке Нахабино, под Москвой. Основные трудности, с которыми столкнулись гирдовцы при создании первых ракетных двигателей, состояли в расчете и получении параметров процесса горения в камере сгорания, обеспечивших горение без хлопков, аномальных прогаров камер и сопел двигателей. Трудности встретились и при подборе компонентов горючего для ЖРД. Наконец, были достигнуты результаты поисков: первые 18 секунд полета ракеты «09» [2].

Успешный запуск «изделия 09» (ракеты конструкции М.К. Тихонравова) состоялся 17 августа 1933 года в 19 часов по Московскому времени на испытательной станции ГИРДа в Нахабино. В процессе подготовки этого первого полета ракеты, гирдовцы приобрели ценнейший опыт расчета и проведения испытаний впервые создаваемых ими конструкций [3].

В день 85-летия со дня запуска первой созданной в ГИРДе ракеты на жидком топливе в подмосковном Нахабине состоялся торжественный сбор ветеранских организаций ракетных и космических войск, представителей ведущих организаций Госкорпорации «Роскосмос», школьных организаций юных космонавтов и ракетомodelистов. Присутствовали летчики-космонавты, Н.С. Королёва, представители Красногорского района и администрации Нахабино.

Литература

- [1] Из истории авиации и космонавтики. Выпуск № 24. М.: ИИЕТ АН СССР, 1974.
- [2] Из истории астронавтики и ракетной техники // Материалы XVIII Международного астронавтического конгресса. Белград, 25–29 сентября 1967 г. М.: Наука, 1970.
- [3] Архив ОКБ-1. Материалы по ГИРДу группы ОГ-51 / под ред. Л.К. Корнеева. 1960–1966 гг.

О РАЗВИТИИ СИСТЕМ ПЕРЕДАЧИ ИНФОРМАЦИИ КОМАНДНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА ПРИ УПРАВЛЕНИИ РОССИЙСКИМ СЕГМЕНТОМ МКС (К 20-ЛЕТИЮ МКС)

И.Н.Пантелеймонов
О.А.Скрыль

panteleymonov@yandex.ru
OAS197@mail.ru

Межрегиональная общественная организация «Ветераны КИК»

В докладе рассмотрены вопросы развития и совершенствования многоцелевых коммуникационных систем связи и передачи информации командно-измерительного комплекса (КИК) при управлении полетом Российского сегмента МКС.

20 ноября 2018 года исполняется 20 лет с начала эксплуатации Международной космической станции (МКС). МКС — совместный международный проект, в котором участвуют 14 стран.

При эксплуатации космической системы постоянно возрастали требования к следующим факторам в работе КИК: оперативности, простоты и конфиденциальности получения информации; увеличения ее объема и содержания; оперативности, надежности и гибкости работы единой системы управления полетом.

Указанные требования приоритетности развития и становления космической системы решались путем изменения структуры отдельных командно-измерительных комплексов и ЦУПа, их состава и решаемых задач; модернизации бортовых систем модулей МКС, транспортных и грузовых космических аппаратов; совершенствования схемы связи и управления полетом; упрощения доступа пользователей к получению информации; уменьшения стоимости космической программы.

В докладе рассмотрены вопросы обмена информацией при осуществлении управления полетом Российского сегмента МКС между бортовым комплексом управления и наземным комплексом управления по каждой из составляющих космической системы.

Доклад иллюстрирован схемами и таблицами, которые конкретизируют работу систем связи и передачи командно-программной, телеметрической, измерительной и других видов информации, циркулирующей в контуре управления космической системы в период с 1998 по 2005 год.

РАЗВИТИЕ СИСТЕМ ЧАСТОТНО-ВРЕМЕННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СРЕДСТВ И КОМПЛЕКСОВ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

В.П. Кузнецов

vpkvpk@mail.ru

ЦНИИ ВКО Министерства обороны РФ

В докладе рассмотрены проблемы развития отечественной системы единого времени (СЕВ) в процессе роста требований, предъявляемых к ней научными исследованиями, системами и комплексами вооружения и экономикой страны.

Все области деятельности современного человечества непосредственно связаны со временем. Любая система — экономическая, биологическая, военная, техническая, политическая — может функционировать и развиваться, лишь имея временную организацию, лишь потребляя и перерабатывая временную информацию о моментах тех

или иных событий. Без измерения, контроля и синхронизации процессов во времени не может быть управления функционированием систем и комплексов различного назначения. Среди перечисленных систем особое место занимают военные системы, так как обеспечение безопасности Родины на современном этапе имеет первостепенное значение.

Система единого времени Министерства обороны РФ предусматривает интеграцию действий систем и комплексов Вооруженных сил страны во времени и пространстве для достижения поставленных целей в конкурентный, конфликтный и военный периоды. На всех этапах ее создания, модернизации и развития функции Генерального заказчика этой системы и ее средств всегда возлагались на Космические войска РФ. При этом главным в Министерстве обороны исполнителем научных исследований по разработке и обоснованию ее создания и развития, сопровождения работ в промышленных НИИ и КБ, испытаниях и приемке на вооружение последовательно являлись 4 ЦНИИ МО, 50 ЦНИИ КС. В последние годы главным исполнителем этих работ в Министерстве обороны РФ является НИЦ/Королёв/ ЦНИИ Войск ВКО.

Испытательные полигоны и космодромы, центры, системы и комплексы всех видов и родов войск являются активными потребителями высокоточной частотно-временной информации. Без частотно-временного обеспечения (ЧВО) не могут обойтись авиационные, ракетные и космические комплексы, ядерная энергетика, навигация, телемеханика, все виды современной связи, системотехника, радиолокация, автоматизация управления объектами и другие системы при их использовании в оборонной деятельности. Важнейшее значение ЧВО приобрело в повышении эффективности многоцелевых систем, например, систем предупреждения о ракетном нападении, глобальной навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС, системы предотвращения столкновений самолетов, системы управления боевыми комплексами, систем, связанных с получением, обработкой и отображением информации.

В процессе достижения и поддержания паритета постоянно совершенствовалось вооружение и военная техника. В целях повышения эффективности ее использования постоянно и даже опережающими темпами развивались системы единого времени страны. Важнейшими элементами СЕВ для обеспечения частотно-временного обеспечения вышеперечисленных и других систем и комплексов являются эталоны и стандарты частоты и времени, а также средства синхронизации, передачи и приема частотно-временной информации.

От кварцевых стандартов частоты и времени Государственного эталона и научных измерительных пунктов КИК управления КА и полигонов испытаний вооружения нестабильностью $1 \text{ E-}10$ в 1957-1958 годах страна создала сначала аммиачные, рубидиевые, цезиевые квантовые стандарты нестабильностью $1 \text{ E-}12$ — $1 \text{ E-}14$ уже в 1960-х годах. К настоящему времени страна располагает водородными стандартами частоты и времени суточной нестабильностью значительно лучше $1 \text{ E-}15$ — $5 \text{ E-}16$. Созданы оптические стандарты частоты и времени нестабильностью $1 \text{ E-}16$. За 60 лет стабильность стандартов частоты повысилась более чем на 8 порядков величины, существенно больше, чем в других направлениях научной мысли.

В докладе приведены научные организации, сумевшие достичь таких замечательных результатов. Отмечены конкретные личности, добившиеся этих результатов на мировом уровне.

Намечены основные направления исследований по повышению качества синхронизации шкал времени пространственно рассредоточенных объектов и систем. Особое внимание уделено ГНСС ГЛОНАСС, которая широко используется в системах и комплексах измерения, контроля и управления. Показано, что наибольший результат в частотно-временном обеспечении может быть достигнут при комплексном подходе к решению данной проблемы.

ВЫБОР КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ ТОРЦЕВОГО ШПАНГОУТА СПУСКАЕМОГО АППАРАТА «СОЮЗ»

В.Е. Миненко
И.Н. Верховский
А.В. Косенкова

departm1@sm.bmstu.ru
departm1@sm.bmstu.ru
departm1@sm.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В момент начала реализации многоотсечной компоновочной схемы космического корабля, предусматривающей наличие в его составе бытового отсека, стыковочного агрегата и приборно-агрегатного отсека, потребовалась доработка спускаемого аппарата, связанная с конструктивным выполнением торцевого шпангоута, соединяющего спускаемый аппарат и бытовой отсек. В статье приводятся конструктивные характеристики шпангоута и условия его эксплуатации.

Анализ конструктивных схем спускаемых аппаратов «скользящего» спуска, обладающих предельно минимальным аэродинамическим качеством и повышенным коэффициентом заполнения формы, гарантирующим минимальные массовые характеристики, был начат в ОКБ-1 в 1960 году под руководством С.П. Королёва и не предусматривал модернизации донного сферического сегмента. Требования по конструктивной доработке спускаемого аппарата (СА) были предъявлены, когда в сотрудничестве с К.П. Феоктистовым начала реализовываться многоотсечная компоновочная схема космического корабля, предусматривающая наличие в его составе бытового отсека, стыковочного агрегата и приборно-агрегатного отсека. Эта схема была реализована в проекте «Союз» и до сих пор находится в эксплуатации.

Естественно, потребовалось особое внимание обратить на конструктивное оформление связей СА с бытовым отсеком (БО) и приборно-агрегатным отсеком (ПАО). Сложность проблемы заключалась в необходимости иметь объединенный гермообъем двух жилых отсеков, а также обеспечить сквозной переход из отсека в отсек при соблюдении достаточно серьезных требований в части прочностных характеристик соединяемых отсеков и всего корабля в целом, герметичности в процессе космического полета и организации связей: электро-, пневмо- и гидроммуникации, системы дыхательной вентиляции и т.д.

Поэтому конструктивное выполнение торцевого шпангоута, соединяющего СА и БО, потребовало серьезной доработки схемы СА с обеспечением надежности всех размещаемых на шпангоуте элементов и, особенно, в части обеспечения заданного теплового режима.

Конструкция СА после разделения его с бытовым отсеком и перехода в фазу спуска в атмосфере должна выполняться с учетом требований, учитывающих существенно возросшие тепловые нагрузки.

Сложность конструктивного выполнения шпангоута обуславливалась такими обстоятельствами, как необходимость иметь на его фланце крышку переходного гермолюка достаточных габаритов, многократно используемую экипажем в полете и сотрудниками предприятия, обеспечивающими подготовку транспортного космического корабля (ТКК) к полету как на производстве, так и на полигоне.

Кроме того, шпангоут обеспечивает прочность конструкции СА при нагружении значительными рывками со стороны парашютной системы, достигающими 15-18 тонн.

Но особым, специфическим требованием к торцевому шпангоуту, состоящему из алюминиевого сварного и пристыковываемого к нему титанового кольца, не имеющего теплозащитного покрытия по торцевой плоскости, было обеспечение теплового режима шпангоута в экстремальных условиях нерасчетного спуска в атмосфере.

Как показала длительная эксплуатация космического корабля «Союз», схема торцевого титанового шпангоута полностью оправдала надежды инженеров и космонавтов, доказала правильность заложенной в эту схему идеи. Особенно эффективно сработала конструкция титанового шпангоута в процессе спуска космонавта Б.В. Волынова в 1969 году, когда произошел аварийный случай с нерасстыковкой спускаемого аппарата с приборно-агрегатным отсеком корабля и СА вошел в атмосферу нештатно, хвостовой частью вперед, что привело к экстремальному нагреву титанового шпангоута. Тем не менее, свою задачу СА выполнил успешно.

В статье приводятся конструктивные характеристики шпангоута и условия его эксплуатации.

СХЕМНЫЕ РЕШЕНИЯ ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ МЕТОДА ПОСАДКИ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ С ПОМОЩЬЮ ПАРАШЮТНО-РЕАКТИВНЫХ СИСТЕМ

В.Е. Миненко

И.Н. Верховский

А.В. Косенкова

departm1@sm.bmstu.ru

departm1@sm.bmstu.ru

departm1@sm.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматриваются различные варианты реализации схем посадки спускаемых аппаратов (СА) на парашютах с использованием твердотопливных реактивных двигателей в качестве амортизирующих устройств для совершения «мягкой» посадки. Приводятся характеристики парашютно-реактивных систем СА, эскизы конструктивных схем, обзор наиболее характерных случаев посадок СА с использованием двигателей мягкой посадки, а также анализ аварийных и нерасчетных посадок СА.

В работе рассматриваются различные варианты реализации схем посадки спускаемых аппаратов на парашютах [1] с использованием твердотопливных реактивных двигателей в качестве амортизирующих устройств для гашения скоростей парашютирования (совершения «мягкой» посадки) в конечной фазе полета спускаемых аппаратов. Этот метод посадки рассматривается для применения как при посадке на твердый грунт в условиях заданной высотности полигона посадки, так и в условиях посадки на водную поверхность. При разработке парашютно-реактивного аппарата «Союз» этот метод, одобренный Сергеем Павловичем Королёвым, был признан основным, базовым методом в условиях невозможности надежной реализации метода катапультирования многоместного экипажа, примененного для спускаемого аппарата «Восток». В работе приводятся сведения об этапах исследований по увязке типов предлагаемых парашютно-реактивных систем с компоновочными особенностями спускаемых аппаратов [2]. Проводится оценка различных вариантов систем. Особое внимание уделено истории разработки двигателей мягкой посадки в различных вариантах реализации в проекте корабля «Союз» различных модификаций. Рассказывается о влиянии на принятие решений по облику СА с парашютно-реактивной системой известных ученых и инженеров нашей отрасли: Королёва С.П., Бушуева К.Д., Северина Г.И., Ткачева Ф.Д., Картукова И.Н. и других сотрудников предприятия и представителей смежных организаций.

В работе приводятся характеристики парашютно-реактивных систем спускаемых аппаратов, эскизы конструктивных схем и обзор наиболее характерных случаев посадки спускаемых аппаратов с использованием двигателей мягкой посадки. Приводится

анализ аварийных и нерасчетных посадок [3] спускаемых аппаратов как в штатных программах эксплуатации, так и в программах макетной отработки. Обращается внимание на обеспечение прочностной надежности конструкции спускаемых аппаратов [4] на участке работы комплекса средств посадки.

Литература

- [1] Шибанов Г.П. Эксплуатация и безопасность парашютных систем. М.: Машиностроение, 2005.
- [2] Панкратов Б.М. Спускаемые аппараты. М.: Машиностроение, 1984.
- [3] Северин Г.И., Повицкий А.С., Рабинович Б.А. Системы аварийного спасения экипажей космических летательных аппаратов. М.: МАИ, 1974.
- [4] Лобанов Н.А. Основы расчета конструкции парашютов. М.: Машиностроение, 1965.

ОБ ОДНОМ ЭПИЗОДЕ РАЗРАБОТКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ Н-1

В.Н. Бранец

branets@gazprom-spacesystems.ru

АО «Газпром – космические системы»

В докладе речь идет о последней разработке С.П. Королёва – тяжелой ракете-носителе Н1, судьба которой сложилась драматически.

Об этом времени, к счастью, подробно написано в книге Б.Е. Чертока «Ракеты и люди» в ее последнем томе под названием «Лунная гонка», вышедшем в свет в 1999 году. В главе «Трудный разговор с Королёвым» передано невероятное душевное напряжение того времени, когда предложенный в 1962 году проект тяжелого носителя для выведения на низкую околоземную орбиту 75-тонного груза был превращен в проект полета к Луне Н1-ЛЗ — задачу, требовавшую существенно большего веса.

Сюжет описываемого эпизода состоит в том, что Главный конструктор приезжает к своему заместителю в конце 1965 года с требованием «отдать» ему вес 800 кг, имея в виду сокращение весов аппаратуры и оборудования, находящихся в ответственности Б.Е. Чертока. Более того, так как в то время я уже работал инженером в ОКБ-1, то мне было ясно, что С.П. Королёв просил снять аппаратуру «Корд», про которую тоже написано в этой упомянутой книге.

Тем не менее, в описании Б.Е. Чертока совершенно не упоминается, о какой аппаратуре идет речь. Более того, указанный вес, который требовал С.П. Королёв, был увеличен в два раза, так как аппаратура «Корд» весила 400 кг. Из приведенного Борисом Евсеевичем рассказа ясно, что разговор, как говорят, ничем не кончился: Чертоку удалось «отстоять» свои разработки.

Этот эпизод интересен тем, что он свидетельствует о фантастической интуиции Главного конструктора. Летная отработка носителя Н1, доработанного под более высокий выводимый вес, в 95 тонн, началась в 1969 году, уже после смерти Сергея Павловича Королёва, при его преемнике — Василии Павловиче Мишине. Первые же пуски этого носителя показали ущербность системы «Корд». В период с 1969 по 1972 год было проведено 4 неудачных пуска РН, показавших недостаточность наземной отработки. К концу 1974 года готовился следующий пуск после существенных доработок ракетных двигателей в части увеличения ресурса их работы. Однако пришедший к руководству предприятием Валентин Петрович Глушко работы по теме Н1 закрыл.

В докладе обсуждаются технические ошибки, допущенные при создании систем носителя Н-1, сыгравшие свою роль в неудачах этой разработки.

МУЗЕЙ ИСТОРИИ КОСМОНАВТИКИ ИМЕНИ Ф.А. ЦАНДЕРА В КИСЛОВОДСКЕ: ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ, СОВРЕМЕННАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ

Л.А. Лачинова

tsandermuseum@mail.ru

Музей истории космонавтики имени Ф.А. Цандера

Представлены история организации, современное состояние и проблемы развития Музея истории космонавтики имени Ф.А. Цандера в Кисловодске.

«Вперед, на Марс!» — таков был девиз короткой, но яркой жизни Фридриха Артуровича Цандера (1887–1933). Это был первый инженер, подчинивший всю свою практическую деятельность решению задач, связанных с осуществлением космических полетов. По настоянию С.П. Королёва и других гирдовцев Ф.А. Цандер по путевке уехал отдыхать и лечиться в Кисловодск в санаторий РККА. По дороге он заразился сыпным тифом. Ослабленный организм не справился с болезнью, и 28 марта 1933 года Ф.А. Цандер умер на 46-м году жизни. Похороны состоялись 2 апреля 1933 года в Кисловодске. По инициативе С.П. Королёва 11 августа 1959 года на могиле Ф.А. Цандера на Братском кладбище был торжественно открыт памятник (художник В.П. Дюмин, скульптор А.А. Мануйлов).

28 сентября 1974 года в городе-курорте Кисловодске был открыт Музей истории космонавтики им. Ф.А. Цандера. Для размещения экспозиции было выделено небольшое помещение летнего фотопавильона на территории Парка культуры и отдыха им. Ленинского комсомола. Перед Музеем стояла задача сохранения памяти об одном из пионеров советской ракетной техники Ф.А. Цандере, дважды (в 1930 и 1933 гг.) побывавшем в Кисловодске на отдыхе и лечении, и популяризации достижений отечественной космонавтики.

Долгое время Музей работал на общественных началах. До февраля 2003 года он располагался на территории Парка, а затем — в помещении Кисловодского историко-краеведческого музея «Крепость», отделом которого он является с 1993 года.

В апреле 2015 года Музей переехал в помещение цокольного этажа многоквартирного дома по ул. Жуковского, 12, а 19 сентября состоялось торжественное открытие новой экспозиции. Фонд Музея составляет 5481 единицу хранения, 2662 предмета — основной фонд. В экспозиции представлены подлинные предметы: аварийно-спасательный скафандр «Сокол», амортизационное кресло космонавта, гидрокомбинезон «Форель», шар-баллон высокого давления; фрагмент основного парашюта (длина 5 м, ширина 2 м), который возвращал из космоса спускаемый аппарат космического корабля «Восток», полетные костюмы летчиков-космонавтов А.Н. Березового, А.П. Александрова и С.К. Крикалева и др.

Музей ведет активную и плодотворную работу по пропаганде достижений отечественной космонавтики и распространению научных знаний по исследованию космического пространства, используя разнообразные формы работы с привлечением специалистов в области космических и астрономических исследований. Особое внимание уделяется постоянному обновлению стационарной экспозиции и созданию тематических выставок, посвященных юбилейным космическим датам, проведению обзорных и тематических экскурсий. Для участников многих мероприятий организуются экскурсии по космическим адресам Кисловодска, а также посещение астрофизических обсерваторий, расположенных на территории Карачаево-Черкессии.

С 2007 года к юбилейным датам со дня рождения Ф.А. Цандера Музей стал проводить Всероссийские научно-практические конференции (2007, 2012, 2017), посвящен-

ные изучению научного наследия Ф.А. Цандера, истории, современного состояния и будущего российской космической науки и техники. В работе этих конференций принимали участие представители ведущих предприятий ракетно-космической отрасли, НИИ (РКК «Энергия» (г. Королёв), ВПК «НПО машиностроения» (г. Реутов), ЦНИИмаш (г. Королёв), ПАО «Кузнецов» (г. Самара), Институт медико-биологических проблем РАН, Центр Келдыша, САО РАН, ГАИШ и др.) и музейные работники.

Чтобы привлечь интерес школьников Кисловодска к истории отечественной космонавтики, с 2009 года к юбилейным датам со дня рождения и исторического полета в космос Юрия Алексеевича Гагарина, в апрельские дни в Музее проходят Гагаринские чтения, где школьники представляют свои сообщения. В апреле 2019 года Музей в пятый раз будет проводить чтения, которые будут посвящены 85-летию со дня рождения Ю.А. Гагарина.

В последние годы в Музее проходят круглые столы, научные семинары и встречи с гостями Кисловодска — летчиками-космонавтами, ветеранами ракетно-космических предприятий, военно-космических сил и космодрома Байконур. Байконуровцы, проживающие в регионе Кавказских Минеральных Вод, по сложившейся традиции, дважды в год — к Международному дню авиации и космонавтики (12 апреля) и запуску первого искусственного спутника Земли (4 октября) приходят в Музей истории космонавтики на встречу, где вспоминают годы, проведенные на Байконуре, а также подводят итоги работы с учащейся молодежью.

Для более эффективной работы Музея истории космонавтики им. Ф.А. Цандера необходимо постоянно заниматься его развитием: пополнять постоянно действующую экспозицию подлинными предметами, шире освещать новейшие достижения ракетно-космической отрасли. Было бы разумно проводить все мероприятия в Музее, но 4 небольших экспозиционных зала не позволяют это делать. Поэтому в основном все мероприятия проводятся в большом зале Кисловодского историко-краеведческого музея «Крепость».

Еще один недостаток, о котором часто пишут посетители в Книге отзывов, — это отдаленность от культурного центра города, где обычно любят прогуливаться гости курорта. Коллектив Музея с большим энтузиазмом работал над созданием новой современной экспозиции и поэтому хотелось бы, чтобы Музей посещали как можно больше посетителей. Ну и конечно, в современном космическом Музее должен быть интерактивный зал. Решить эту проблему самим не представляется возможным.

В этой связи предлагается обратиться от имени Королёвских чтений в Госкорпорацию «Роскосмос» и Министерство культуры РФ с предложением рассмотреть вопрос о строительстве в Кисловодске современного здания для Музея истории космонавтики им. Ф.А. Цандера вместе с планетарием.

Кисловодск является одним из космических городов России. Здесь покоится прах Ф.А. Цандера, 6 раз на отдыхе и лечении побывал С.П. Королёв (в 1931, 1948, 1950, 1954, 1956, 1957 гг.), в 1960—1980 годах летчики-космонавты СССР проходили послеполетную реабилитацию в санаториях, и сейчас очень часто приезжают на отдых в Кисловодск. Любят наш город и те, кто трудятся на многочисленных предприятиях и в НИИ ракетно-космической отрасли. В городе два ведомственных санатория ракетно-космических предприятий: «Крепость» (РКК «Энергия») и «Звездный» (НПП «Звезда»).

Построенное современное здание Музея в культурном центре Кисловодска стало бы замечательным памятником разработчикам ракетно-космической техники, инженерно-техническим работникам, рабочим нашей страны, которые, не жалея себя, сделали нашу страну когда-то Великой космической державой.



ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

О СОЗДАНИИ И ОТРАБОТКЕ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПОНЕНТОВ СИСТЕМЫ ПЛАНЕТАРНОЙ ЗАЩИТЫ

О.Д. Бакланов¹

В.П. Бублий¹

Э.М. Галимов²

В.В. Дремов¹

А.В. Зайцев³

zav-y@yandex.ru

Н.А. Махутов⁴

А.В. Серкин⁵

В.А. Симоненко⁶

v.a.simonenko@vniitf.ru

¹ОАО «Корпорация Рособщесмаш»

²ГЕОХИ им. В.И. Вернадского

³НП «Центр планетарной защиты»

⁴Рабочая группа при Президенте РАН по анализу риска и проблем безопасности «Риск и безопасность»

⁵АО «Главкосмос пусковые услуги»

⁶РФЯЦ — ВНИИ технической физики им. Е.И. Забабахина

Приводится обоснование возможности использования конверсионных ракет-носителей и малых космических аппаратов для изучения планетофизических характеристик астероидов, пролетающих вблизи Земли и отработки компонентов Системы планетарной защиты от астероидно-кометной опасности.

Среди множества задач, решаемых с помощью ракетно-космических технологий, одной из важнейших является создание Системы планетарной защиты (СПЗ) для предотвращения катастрофических столкновений с Землей астероидов и ядер комет. Для этого потребуются осуществить не только отработку всех компонентов Системы, но и провести детальные исследования планетофизических характеристик этих небесных тел.

В настоящее время появляются уникальные возможности для проведения этих мероприятий в относительно короткие сроки и с малыми затратами. Этому способствуют, в частности, успехи в области обнаружения астероидов, сближающихся с Землей (АСЗ). Оказалось, что в сфере притяжения Земли ежегодно пролетает около 150 таких объектов. Следовательно, околоземное космическое пространство может стать своеобразным полигоном для их изучения и отработки компонентов СПЗ. Таким образом, предлагаемая технология может послужить хорошим дополнением и даже альтернативой длительным и дорогостоящим экспедициям к астероидам и кометам.

Кроме того, успехи в области миниатюризации систем и агрегатов космических аппаратов (КА) позволяют решать с помощью малых КА задачи, которые в прошлом требовали запусков многотонных КА. При этом для их запуска могут быть использованы относительно дешевые и отлично зарекомендовавшие себя ракеты-носители (РН) типа «Днепр», являющейся конверсионным вариантом стратегической ракеты шахтного базирования РС-20 («Воевода»).

Все эти обстоятельства позволяют приступить к реализации проекта «Космический патруль», предусматривающего запуски относительно недорогих КА малого класса для изучения АСЗ и, одновременно, для отработки методов и средств их обнаружения, разведки и перехвата — КА-наблюдателей, КА-разведчиков и КА-перехватчиков. Это позволит в кратчайшие сроки создать эшелон оперативного реагирования СПЗ «Цитадель-1».

При этом могут быть реализованы экспедиции типа «Пролет», для отработки методов и средств дистанционного изучения АСЗ, экспедиции «Удар» и «Внедрение» — для изучения их характеристик и физических процессов при высокоскоростном (до 70...80 км/с) ударе, а также экспедиции «Перехват» — для отработки перехвата и воздействия на опасные небесные тела.

Представлен проектный облик КА и предложен возможный состав научной аппаратуры для проведения исследований при осуществлении этих экспедиций. Также, приведены оценки энергетических характеристик РН «Днепр», дооснащенных разгонными блоками типа «Бриз-КМ» или «Лифт». Показано, что это позволит выполнять широкий спектр экспедиций для проведения экспериментов в околоземном и межпланетном космическом пространстве.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ФОРМ ПОСАДОЧНОГО АППАРАТА ДЛЯ МАНЕВРИРОВАНИЯ В АТМОСФЕРЕ ВЕНЕРЫ

А.В. Косенкова tarasova_av@laspace.ru

В.Е. Миненко

С.Б. Быковский

А.Г. Якушев

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматриваются различные типы посадочных аппаратов для возможности осуществления маневренного спуска на поверхность Венеры, проведен их сравнительный анализ. Представлен расчет аэродинамических характеристик аппарата класса «несущий корпус» численным методом по ньютоновской теории обтекания на гиперзвуковых скоростях. Рассматриваются различные варианты траекторий спуска на Венеру для данного аппарата, в том числе для возможности осуществления бокового маневра в атмосфере планеты.

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 настоящее время наибольший интерес для ученых представляют участки поверхности планеты, где сохранились следы тектонических процессов. При этом на данный момент исследователи не имеют технической возможности по выбору конкретных районов на поверхности Венеры: в рамках разрабатываемого проекта «Венера-Д» исполнение посадочного модуля является аналогом посадочных аппаратов серии «Венера» и «Вега», которые имеют сферическую форму и относятся к клас-

су баллистических аппаратов, не имеющих возможности осуществлять маневры на участке спуска в атмосфере с целью выбора места посадки. В связи с этим актуально создание посадочных аппаратов (ПА), способных осуществлять маневренный спуск на поверхность Венеры, для чего в работе проведено исследование возможностей различных аэродинамических форм посадочных аппаратов, а также возможных траекторий спуска на поверхность планеты.

Использование аппаратов сферических (советские) и конических (американские) форм на начальных этапах исследования планеты было вызвано простотой и надежностью их конструкции, на первом плане было достижение аппаратом поверхности планеты в работоспособном состоянии. Но для точного выхода аппарата в запланированную зону посадки необходимо иметь возможность осуществления маневра в атмосфере. Такой возможностью обладают аппараты, имеющие определенное аэродинамическое качество на гиперзвуковых скоростях.

Однако обеспечение наличия аэродинамического качества влечет за собой увеличение и рост массы конструкции посадочного аппарата. Определенным компромиссным решением этой проблемы может быть использование аппаратов класса «несущий корпус», которые при допустимом усложнении конструкции обладают аэродинамическим качеством, достаточным для решения текущих задач маневрирования в атмосфере планеты.

В данной работе предлагаются альтернативные конфигурации ПА, обладающие способностью совершения существенных маневров и, соответственно, обеспечивающие большую широту охвата с целью выбора требуемого района посадки, а также возможных зон для безопасной посадки, проводится сравнительный анализ данных аппаратов. Для данных альтернативных конфигураций ПА представлен общий вид компоновок исходя из габаритов целевой аппаратуры и максимального использования всего объема ПА. Приводится расчет аэродинамических характеристик численным методом для ПА класса «несущий корпус» по ньютоновской теории обтекания; рассматриваются различные варианты траекторий спуска на Венеру для данного посадочного аппарата, в том числе для возможности осуществления бокового маневра в атмосфере планеты; а также приводится сравнение этих траекторий с траекторией спуска традиционно используемого посадочного аппарата класса «баллистический спуск».

Таким образом, основными техническими характеристиками ПА предлагаемых конфигураций являются высокая маневренность, а также возможность посадки в заданные районы, наиболее привлекательные для исследования и безопасные. Использование посадочных аппаратов класса «несущий корпус», которые при допустимом усложнении конструкции обладают достаточно высоким аэродинамическим качеством на гиперзвуковых скоростях, при осуществлении экспедиции на Венеру позволит корректировать траекторию не только на участке межпланетного перелета, но и на участке спуска в атмосфере планеты для более точного выхода аппарата в запланированную зону посадки. Кроме этого, использование аппаратов с аэродинамическим качеством на гиперзвуковых скоростях позволит значительно снизить перегрузки и максимальные тепловые потоки при входе в атмосферу планеты, а также расширить круг задач и номенклатуру исследований, которые можно провести уже на этапе спуска в атмосферу до момента достижения поверхности планеты.

АНАЛИЗ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЙ С ОБЪЕКТАМИ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

В.Е. Миненко departm1@sm.bmstu.ru
И.Н. Верховский departm1@sm.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Авторы статьи, принимавшие участие в создании транспортного космического корабля «Союз» разных модификаций, представляют свою личную оценку некоторых нештатных и аварийных ситуаций, имевших место в процессе эксплуатации космических кораблей, начиная с 1962 года. Показана необходимость проведения сравнительного анализа имевших место отказов техники, аварийных и нерасчетных ситуаций и использования предыдущего опыта, чтобы избежать ошибок в будущем.

Обеспечению надежности функционирующих объектов космической техники уделяется большое внимание как в России, так и в зарубежных странах, участвующих в освоении космического пространства. Особое внимание обращено на пилотируемые космические аппараты ввиду огромного резонанса в обществе при обнародовании случаев аварий с трагическими последствиями.

Известный космический корабль «Союз», идея создания которого была заложена при Сергее Павловиче Королёве в 1960 году, имеет за плечами большую историю успешных пусков и функционирования в космическом пространстве. Однако за столь огромный срок эксплуатации, наряду с большими успехами при реализации отечественных космических программ, были отмечены случаи досадных срывов, аварийных и нерасчетных ситуаций, в ряде случаев, приводивших к трагедиям с человеческими жертвами. Авария с космическим аппаратом, пилотируемым летчиком-космонавтом Владимиром Михайловичем Комаровым, гибель экипажа космического корабля «Союз-11» (Добровольский Георгий Тимофеевич, Волков Владислав Николаевич и Пацаев Виктор Иванович), оставившие трагический след в истории отечественной космонавтики, заставляют серьезно пересмотреть процессы проектирования, конструкторской разработки и эксплуатации космических пилотируемых аппаратов, и особенно, спускаемых аппаратов, являющихся наиболее ответственными отсеками космических кораблей.

Поэтому представляется необходимым провести сравнительный анализ имевших место отказов техники, аварийных и нерасчетных ситуаций как по приборной и конструкторской части, так и по вине «человеческого» фактора, оценить долю рисков в технологической области изготовления как отдельных отсеков космического корабля, так и сбоев в программе осуществления подготовки корабля на разных этапах изготовления и подготовки. Авторы статьи, принимавшие в свое время участие в создании транспортного космического корабля «Союз» разных модификаций, представляют свою личную оценку некоторых нештатных и аварийных ситуаций, имевших место в процессе эксплуатации космических кораблей, начиная с 1962 года, когда проводилась разработка проектной, конструкторской и эксплуатационной документации, макетная и стендовая отработка, проведение первых пилотируемых и беспилотных пусков корабля. В предлагаемой статье используются открытые источники информации, а также приводятся личные соображения авторов по оценке происходящих событий, приводятся эскизы и фотографии отдельных фрагментов космических аппаратов и наиболее интересных узлов и агрегатов космического корабля, в той или иной степени повлиявших на результаты полетных экспериментов. Многие факторы, приведшие к возникновению отклонений от нормального функционирования космического корабля, не нашли места для публикации в официальных источниках информации,

однако история разработки транспортного космического корабля «Союз» и, особенно, спускаемого аппарата всех модификаций представляет достаточно большой интерес и должна учитываться при современной разработке новых модификаций космического корабля.

Исполнители — инженеры-проектанты и конструктора — должны в какой-то мере использовать предыдущий опыт, чтобы избежать досадных, а подчас нелепых ошибок и решений. Пусть некоторые мнения авторов представляются дискуссионными, но следует их обсудить, изучить и сделать правильные выводы на будущее, чтобы создать новый космический корабль, по уровню надежности и отработанности близкий к ветерану отечественной космонавтике — космическому кораблю «Союз».

МОДЕРНИЗАЦИЯ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ ПУТЕМ ПОВЫШЕНИЯ ЕЕ ТЕРМОЭМИССИОННОЙ СПОСОБНОСТИ

А.В. Колычев

В.А. Керножицкий

А. Усаченко

vakern@mail.ru

migom@mail.ru

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

На основе разработанных в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова термоэмиссионных методов тепловой защиты предлагается повысить термоэмиссионную способность поверхности теплозащитного материала, например, путем нанесения специального покрытия.

В настоящее время актуальным является разработка и создание спускаемых аппаратов (СА), предназначенных для исследования возвращения грузов и экипажа с орбиты Земли. Кроме того, сейчас разрабатывается лунная орбитальная пилотируемая станция в точке L2, с которой также будет необходимо производить обмен грузами. Задача усложняется тем, что СА должны быть многообразными.

Одной из основных проблем обеспечения спуска в атмосферах планет является интенсивный аэродинамический нагрев до высоких температур, также возникновение температурных напряжений и деформаций в конструкции элементов тепловой защиты и частичное термохимическое разрушение внешней теплозащитной оболочки.

В этой связи на основе разработанных в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова термоэмиссионных методов тепловой защиты предлагается повысить термоэмиссионную способность поверхности теплозащитного материала, например, путем нанесения специального покрытия. В этом случае за счет электронного охлаждения при термоэлектронной эмиссии будет происходить охлаждение оболочки тепловой защиты СА, снижение температурных напряжений и деформаций (из-за чувствительности термоэмиссии к температуре), уменьшение интенсивности термохимического разрушения до незначительных уровней. При определенном организации движения электронов вне СА становится возможным получение дополнительной электрической энергии.

Указанные выше факторы позволят упростить реализацию спуска в атмосфере для всех типов СА, как существующих, так и перспективных.

АНАЛИЗ СХЕМНЫХ РЕШЕНИЙ И ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКИМИ ТРОСОВЫМИ СИСТЕМАМИ

В.М. Кульков¹

Ю.Г. Егоров¹

С.А. Тузиков²

С.О. Фирсюк²

¹ Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ

² Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)

Рассматриваются вопросы проектирования малых космических аппаратов (МКА) с применением электродинамических тросовых систем (ЭДТС). Представлен сравнительный анализ эффективности применения малых космических аппаратов с ЭДТС разных типов. Исследование возможностей применения ЭДТС для перспективных МКА позволяет получить рекомендации для выбора схемных решений и характеристик МКА с ЭДТС.

В связи с развитием перспективного направления космической техники — малых космических аппаратов (МКА), актуальной является задача применения электродинамических тросовых систем (ЭДТС) в составе МКА. ЭДТС могут быть использованы в качестве генераторов электроэнергии или движителей при полетах в околоземном космосе, переводе МКА с промежуточной орбиты на рабочую орбиту, для поддержания орбиты отдельного спутника или орбитальной структуры спутников в системах глобальной связи и наблюдения, а также в системе ориентации МКА.

Вертикальный проводник с током, движущийся в магнитном поле Земли, замкнутый на ионосферную плазму через концевые плазменные контакторы, является генератором мощности (при направлении тока в тросе-кабеле вверх и восточном движении спутника по орбите) или движителем (при обратном направлении тока). Замыкание электрической цепи осуществляется контакторами — полыми катодами, используемыми для сброса зарядов на верхнем и нижнем концах троса. В режиме генератора электроны поступают в трос из плазменного разряда на верхнем контакторе, а на нижнем — электроны выводятся в ионосферную плазму. В режиме движителя электроны поступают в трос на нижнем контакторе, а на верхнем — электроны выводятся в ионосферную плазму. Режимы обратимы и соответствуют направлению тока в проводнике.

Одной из особенностей ЭДТС является возможность малой величины единичного импульса тяги, высокая точность дозирования импульсов, практическое отсутствие импульса последствия, что обеспечивает точность поддержания орбиты и выполнение особо точной ориентации. Кроме того, «безрасходный» характер создания импульса тяги приносит выигрш по массе МКА при длительном времени функционирования. При использовании энергосистемы целевого модуля для энергопитания ЭДТС, преимущество ЭДТС перед реактивными системами и двигательными установками на их основе становится особенно ощутимым.

Для сравнительной оценки эффективности применения ЭДТС определяются возможные варианты использования МКА с ЭДТС различных типов в составе космических систем, функционирующих в околоземном космическом пространстве.

Проведение исследований по генераторам — движителям на базе ЭДТС ставит целью выявление оптимальных схем ЭДТС в составе МКА и формирование рекомендаций для выбора рационального варианта ЭДТС. Анализ технических решений позволяет выработать рекомендации по оптимальным типам ЭДТС с учетом технических требований к ЭДТС МКА.

ХАРАКТЕРИСТИКИ РАЗГОННОГО БЛОКА С СОЛНЕЧНЫМ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫМ ИСТОЧНИКОМ МОЩНОСТИ ПОВЫШЕННОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ

С.Л. Финогенов
А.И. Коломенцев

sfmai2015@mail.ru
sfmai2015@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Актуальность работы обусловлена потребностью современной космонавтики в новых высокоэффективных средствах межорбитальной транспортировки (СМТ). К таким СМТ можно отнести разгонные блоки (РБ) с солнечным тепловым ракетным двигателем (СТРД), обладающим свойствами неравномерности нагрева. В частности, простейшие из таких СТРД включают двухступенчатую систему «зеркальный солнечный концентратор-светоприемник» (КП).

В работе показано, что удельный импульс такого двигателя (до 900 с) может вдвое превышать удельный импульс кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей при оптимальной температуре нагрева рабочего тела (водорода) до 2800...3000 К. При тяге 30Н применительно к РБ ракеты-носителя серии «Союз-2.1-б» затраты характеристической скорости составляют 5030 м/с. Это позволяет выбрать оптимальный удельный импульс, зависящий, в том числе, от параметра точности (по О.И. Кудрину) $D_{\alpha} = 0,8...1,2^{\circ}$ и времени полета. Масса полезной нагрузки (ПН) при межорбитальном перелете с низкой опорной орбиты на геостационарную орбиту (ГСО) при запуске с космодрома «Байконур» составляет около 2200 кг, что почти в 2,2 раза превышает возможного химического РБ типа «Фрегат».

Показаны энергетические и баллистические возможности РБ с СТРД, включающий двухступенчатую систему «концентратор-светоприемник-тепловой аккумулятор» (КП-ТА). Тепловой аккумулятор (ТА) содержит теплоаккумулирующие вещества с высокой удельной теплотой плавления. В качестве высокотемпературной ступени ТА предложен тугоплавкий оксид бериллия (температура плавления 2804 К), либо эвтектический сплав бора и кремния (температура плавления 2320 К), а низкотемпературная ступень содержит гидрид лития (температура плавления около 960 К). Относительные размеры предложенной системы КП-ТА соответствуют распределению сфокусированного солнечного излучения на светоприемнике-аккумуляторе. При этом не требуется одновременная ориентация системы КП-ТА на Солнце при периодических включениях двигателя на энергетически выгодных апсидальных участках орбит в условиях многоимпульсного межорбитального перелета на высокие рабочие орбиты типа ГСО.

По сравнению с одноступенчатой системой КП-ТА появляется возможность снижения точности и массы солнечного концентратора вследствие более высокого КПД двухступенчатой системы нагрева водорода и снижения тепловых потерь на обратное собственное тепловое излучение. Следствием этого является повышение массы ПН на рабочей орбите.

В целях снижения размеров и массы солнечного концентратора и ТА, предложено дожигание нагретого в системе КП-ТА водорода холодным окислителем, образующим с водородом высокоэнергетические топливные пары с большим стехиометрическим соотношением компонентов (кислород или фтор). Показано, что меньшему времени межорбитального перелета (25...30 суток) по критерию максимума массы ПН соответствуют большие значения коэффициента избытка окислителя.

Представлена иерархическая модель сложной технической системы «РБ-СТРД», в которой согласуются и выбираются оптимальные проектные параметры РБ и харак-

теристики двигателя с учетом баллистических параметров выведения космического аппарата на ГСО.

По сравнению с другими СМТ, в частности, включающих комбинацию двигателей большой и малой тяги, выигрыш в массе ПН превышает 500 кг при одинаковом времени межорбитальной транспортировки на ГСО до 60 суток.

АНАЛОГИЯ И РАЗЛИЧИЕ УРАВНЕНИЙ КОЛЕБАНИЙ ТВЕРДОГО ТЕЛА, ЧАСТИЧНО ЗАПОЛНЕННОГО ЖИДКОСТЬЮ, И ТЕЛА С УПРУГОЙ КОНСТРУКЦИЕЙ

Д.К. Бут dmitry.but96@gmail.com
А.Н. Темнов antt45@mail.ru

МГТУ им. Н. Э. Баумана

Рассмотрены вопросы, связанные с наличием аналогий и различием дифференциальных уравнений колебаний твердого тела, имеющего полость, частично заполненную жидкостью, и дифференциальные уравнения колебаний тела со скрепленной с ним упругой конструкцией. Выполненный анализ уравнений может быть использован в дальнейшем при рассмотрении проблем стабилизации колебаний крупногабаритной упругой антенны (телескопа) и космического аппарата.

Развитие ракетно-космической техники в прошлом столетии характеризуется бурным ростом мощности ракет-носителей на жидком топливе. С увеличением мощности росла масса жидкого топлива, подвижность которого являлась серьезным возмущающим фактором и приводила к появлению сложных форм динамической неустойчивости ракет-носителей на активных участках полета.

Задача о динамическом взаимодействии жидкости, частично заполняющей полости твердого тела, и твердого тела привлекала к себе внимание исследователей в 50-е годы. Первые отечественные работы, которые содержат основные уравнения, связанные с этим аспектом задачи, получены Г.С. Наримановым, Д.Е. Охоцимским, Б.И. Рабиновичем. Также в начале 50-х годов появились и первые зарубежные работы Абрамсона, Бауэра, Майлса и других иностранных исследователей. Проблема динамики твердого тела с полостями, частично заполненными жидкостью, многие годы вызвала интерес многих ученых в этой области. В настоящее время данные вопросы достаточно полно отражены в монографиях и учебниках.

Современное развитие ракетно-космической техники может быть охарактеризовано созданием крупногабаритных развешиваемых в космосе конструкций. Такие проекты как Мир, МКС, Зnamя-2, Хаббл и др. Для всех них характерна необходимость точной передачи информации. Это требование можно выполнить только максимально уменьшая все возможные искажения, возникающие в следствии колебаний. Гашение колебаний или, по крайней мере, уменьшение их до допустимого уровня является важнейшим элементом проектирования современных космических аппаратов.

Сейчас все современные несущие крупногабаритные конструкции оборудованы упругими элементами. Эти упругие элементы оказывают динамическое воздействие на аппарат, что приводит к совместным колебаниям, которые необходимо устранять. В предлагаемой работе проводится сравнительный анализ систем дифференциальных уравнений «несущее твердое тело + упругое носимое тело» и систем уравнений «твердое тело с полостями, частично заполненными жидкостью + жидкость». Каждая

система состоит из уравнений, описывающих движение твердого тела, на которое оказывает воздействие носимое упругое тело или жидкость, и уравнений, описывающих волновые движения носимой упругой конструкции или жидкости (эти уравнения представляет собой систему для n тонов колебаний). Исследование показало, что системы уравнений аналогичны: первые два дифференциальных уравнения каждой из систем содержат в левой части слагаемые, характеризующие инерционные параметры твердого тела и слагаемые, которые описывают воздействие носимого тела (упругий элемент или жидкость) на аппарат. Уравнения каждой из распределенных систем так же аналогичны и содержат в себе слагаемые, отвечающие за переносное движение аппарата и слагаемые, отвечающие за колебания рассматриваемой системы с распределенными параметрами.

ВЫБОР АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ВАРИАНТОВ ГРУНТОЗАБОРНОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ РАЙОНА ЮЖНОГО ПОЛЮСА ЛУНЫ

Юн Сон Ук
С.О. Фирсюк
М.К. Глотов

wook4573@naver.com
iskramai@gmail.com
mkgm@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Выполнен сравнительный анализ научно-технического и технологического уровня отечественных и аналогичных зарубежных космических грунтозаборных устройств (ГЗУ). Показан выбор альтернативных вариантов ГЗУ в соответствии с техническими требованиями данного посадочного аппарата.

В докладе рассматривается выбор альтернативных вариантов грунтозаборного устройства для исследования района Южного полюса Луны.

В последние годы исследование Луны вновь вернулось в фокус сообщества исследования космического пространства. Несколько стран и организаций планируют новые захватывающие миссии на Луну. Планируются орбитальные, посадочные, включая луноходы, миссии. В соответствии Федеральной космической программы Россия стремится к исследованию района Южного полюса Луны с использованием посадочных автоматических аппаратов «Луна-27».

Основной задачей посадочного аппарата является бурение на глубину 1200–2500 мм, забор и хранение лунного грунта, в т.ч. для анализа образца лунного льда. В данном случае ГЗУ будет использоваться для проведения контактных исследований поверхности Луны в окополярной области. Для ГЗУ существуют различные механизмы забора грунта и типы бурового инструмента. Чтобы выполнить бурение и забор пробы, которые позволяют нам анализировать их для достижения поставленных научных целей, необходимо разработать удовлетворяющее требованиям заборное устройство.

Также при разработке ГЗУ должны учитываться несколько технических условий. Ограничение по массе, потребной мощности, вариантам исполнения ГЗУ в зависимости от типа грунта и т. д. Из них самое важное техническое условие — это ограничение по температуре. При бурении и заборе пробы ГЗУ должно обеспечить минимальное изменение температуры образцов. Это особенно важно в случае содержания водяного льда в исследуемом реголите.

Целью работы является сравнительный анализ научно-технического и технологического уровня отечественных и аналогичных зарубежных космических ГЗУ. В предварительном проекте проводится анализ перспективных отечественных и зарубежных схемно-технических решений, их выбор в части ГЗУ. В исследовании проводится выбор альтернативных вариантов ГЗУ в соответствии с техническими требованиями данного посадочного аппарата.

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ ТРАНСФОРМИРУЕМОГО ЭКРАНА ДЛЯ ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ОТ ВОЗДЕЙСТВИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Е.О. Жеребцова
А.А. Алексеев

zherebtsova.katerina@bk.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В работе проведено моделирование перемещений и деформаций сетчатых телескопических и опорных стержней, возникающих при раскрытии трансформируемого экрана из композиционных материалов, предназначенного для защиты космического аппарата от воздействия объектов малого космического мусора. Решена задача определения напряжений в силовой конструкции ловушки.

Значительный рост количества объектов космического мусора на околоземных орбитах обусловил необходимость принятия специальных мер по защите космических аппаратов (КА) от его воздействия. Под космическим мусором следует понимать техногенные неконтролируемые объекты, находящиеся в космическом пространстве: отработавшие КА, ступени ракет, разгонные блоки, компоненты топлива, мелкие фрагменты, образовавшиеся в результате столкновения объектов космического мусора. В космическом пространстве на сегодняшний день находится около 3 млн единиц космического мусора размером менее 10 см. Более крупные объекты каталогизированы, их количество превышает 7000 единиц. Считается, что именно мелкий космический мусор (МКМ) представляет наибольшую опасность для КА, поскольку в силу малого размера объектов МКМ их невозможно отследить и оценить риски столкновения с КА. Следовательно, необходимо разработать конструкцию, которая способна обеспечить эффективную защиту КА от воздействия МКМ.

Существующие способы защиты КА от МКМ можно подразделить на активные и пассивные. В виду сложности применения активных способов защиты КА от космического мусора, наибольшее распространение получили пассивные средства экранирования, которые обеспечивают высокую надежность защиты. В качестве варианта защиты предлагается рассмотреть трансформируемый экран, выполненный из композиционных материалов. Использование в конструкции композиционных материалов обеспечит эффективное сочетание требуемых высоких механических характеристик совместно с малым весом конструкции, что является основным критерием при создании космических систем.

Конструкция трансформируемой экранной защиты (ТЭЗ) состоит из сетчатых телескопических и опорных стержней, базы и силовой конструкции, с помощью которой осуществляется крепление ТЭЗ к КА. База является опорным элементом для четырех сетчатых стержней, к которым прикреплены тканевые экраны из гибридного композиционного материала, выполняющие функцию баллистической защиты: при попадании

фрагмента МКМ происходит уменьшение его кинетической энергии и фрагментация. На этапе выведения ТЭЗ находится в сложенном состоянии под обтеканием ракеты-носителя. Раскрытие системы осуществляется в два этапа: первый — отклонение стержней на угол 60° , второй — выдвижение телескопических стержней и натяжение экрана. В развернутом виде конструкция представляет собой пирамиду, ось которой направлена по направлению полета КА, а вершина находится в месте крепления ТЭЗ с КА.

На этапе разработки для повышения массовой эффективности конструкции экрана осуществляется теоретическое обоснование выбора материалов, толщин и направления армирования ребер телескопических стержней и тканевого экрана. В качестве материала для телескопических и опорных стержней рассматривается углепластик. Данный материал обладает высокими жесткостными и прочностными характеристиками, а также приемлемой термостойкостью и низким температурным коэффициентом линейного расширения, что обеспечит надежность и необходимую размеростабильность конструкции. В качестве тканевого экрана из гибридного композиционного материала предлагается использовать арамидную ткань, например, типа СВМ. Для повышения массовой эффективности конструкции используется сетчатая структура телескопических и опорных стержней.

Для определения необходимых толщин телескопических и опорных стержней необходимо оценить возникающие при раскрытии ТЭЗ усилия и изгибающие моменты в сетчатых телескопических и опорных стержнях. Для решения этой задачи использовался программный пакет Ansys Rigid Dynamics, обладающий широкими возможностями для моделирования механизмов с использованием моделей, как твердых, так и гибких тел. Телескопические стержни рассматривались как гибкие тела, с приложенными к ним распределенными силами, возникающими при раскрытии ТЭЗ от воздействия тканевого экрана в местах его крепления к стержням.

В результате проведенного моделирования раскрытия ТЭЗ определены напряжения и деформации в композитных стержнях, выбрана рациональная толщины ребер телескопических и опорных стержней. Полученные результаты подтверждают работоспособность конструкции.

АНАЛИЗ ВОПРОСОВ СОЗДАНИЯ НАДУВНОГО ТОРМОЗНОГО УСТРОЙСТВА МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Е.Н. Абрамова
С.В. Резник

lizaabramova517@mail.ru
sreznik@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

С увеличением доступности использования космоса все более актуальной становится проблема космического мусора. Появляется необходимость оборудовать запускаемые в космос аппараты системами утилизации. Одним из способов утилизации отработавшего спутника является увод в плотные слои атмосферы с использованием тормозного устройства. Проведен анализ вопросов, относящихся к выбору конструктивно-технологических решений надувного аэродинамического тормозного устройства малого космического аппарата.

Только малая часть из объектов, движущихся в околоземном пространстве — действующие спутники. Когда спутник заканчивает свою работу, он продолжает двигаться по орбите, увеличивая количество космического мусора. Закономерно, что околоземное космическое пространство становится все более загрязненным. Со временем это бу-

дет затруднять вывод на орбиты новых космических аппаратов (КА) и появится потребность корректировки движения функционирующих. Поэтому необходимо заранее продумать систему утилизации объектов ракетно-космической техники, в первую очередь спутников и разгонных блоков, по окончании срока их службы.

Для очистки околоземных орбит могут применяться разные способы утилизации объектов ракетно-космической техники, в том числе их увод в плотные слои атмосферы с последующим полным и безопасным разрушением. Например, это может происходить с помощью аппарата-буксировщика, или дополнительного двигательного модуля. Однако, для малых КА такого рода варианты утилизации оказываются непригодными в силу очевидных ограничений по массе и энергетике. Более рациональным представляется использование надувного аэродинамического тормозного устройства (НАТУ), снижающего высоту орбиты отработавшего спутника за счет применения легкого тормозного устройства с большой площадью поперечного сечения. В качестве такого устройства может выступать надувная оболочка.

В настоящее время накоплен достаточный опыт проектирования и эксплуатации в космосе надувных конструкций. В США были запущены на околоземную орбиту спутники Echo-1, Echo-2, OV1-8 и ряд надувных антенн, изготовленные из полимерных пленок. В СССР были испытаны надувные рамочные антенны, шлюзовая камера корабля «Восход-2». Обширные исследования НАТУ проведены в АО «НПО Лавочкина». Отличительные особенности этих НАТУ, предназначенных для доставки полезных грузов с орбиты на Землю или Марс — коническая форма и многослойные гибкие теплозащитные экраны из полимерного композиционного материала (КМ). В США и России ведутся разработки надувных космических конструкций большого объема из КМ для орбитальных и напланетных сооружений. В 2016 г. к международной космической станции успешно пристыковался экспериментальный развертываемый модуль BEAM.

Известен проект надувного тормозного устройства для спутников Gossamer Orbit Lowering Device (GOLD). Раскрываясь, устройство существенно увеличивает общую площадь поперечного сечения КА, он замедляется и переходит на более низкую орбиту, затем спускается в плотные слои атмосферы и сгорает.

Создание НАТУ представляет собой достаточно сложную междисциплинарную задачу, охватывающую вопросы аэродинамики разреженных сред, радиационно-кондуктивного теплообмена, механики мягких оболочек, материаловедения, технологии производства композитных конструкций.

Эффективность НАТУ зависит от формы и площади поверхности устройства, аэродинамическое сопротивление которого вызывает торможение. При определении рациональных параметров оболочки (толщина, диаметр, материал(ы), внутреннее давление) необходимо учитывать силу аэродинамического сопротивления и тепловые нагрузки, соответствующие массе, форме и высоте орбиты КА. Для изготовления НАТУ целесообразно использовать отечественные полиэтиленерефталатные пленки различной толщины. Выбор толщины пленки должен производиться с учетом необходимого времени жизнеспособности оболочки и условия минимальной массы.

Моделирование обтекания НТУ и КА свободномолекулярным потоком возможно с помощью программного пакета мультифизического моделирования COMSOL Multiphysics, в том числе с использованием такого инструмента как Free Molecular Flow.

При изготовлении сферической оболочки удобно использовать меридиональный раскрой, а склеивание вести на каркасе в форме полусферы или на оснастке в виде надувного винилового шара, покрытого теплоизоляцией.

По предварительным оценкам для малого КА массой 20 кг, движущегося по орбите высотой 300 км, оболочка НАТУ будет представлять собой сферу диаметром 6 м из ПЭТФ-пленки толщиной $5 \cdot 10^{-3}$ мм. Масса такой оболочки составит 0,803 кг, то есть около 4 % массы спутника.

ОПТИМИЗАЦИЯ СИЛОВОГО НАБОРА КРЫЛА МНОГОРАЗОВОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТУРИСТИЧЕСКОГО КЛАССА

Е.Р. Ашихмина
П.В. Просунцов

katya.ashikhmina.1996@mail.ru
pavel.prosuntsov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Работа посвящена определению оптимального облика силового набора крыла суборбитального многоразового космического аппарата туристического класса (МКА ТК). С помощью комбинации современных методов оптимального проектирования построен ряд рациональных вариантов силовой схемы для различных видов проектной области.

На сегодняшний день к изделиям ракетно-космической техники предъявляются противоречивые требования по удельной прочности и жесткости, а также массе и стоимости. В связи с этим в последние годы стремительно развиваются новые подходы к оптимизации конструкций, которые дополняют традиционные схемы проектирования. К таким подходам в частности можно отнести методы топологической оптимизации. Их суть заключается в нахождении рационального распределения материала внутри проектной области при заданных нагрузках и ограничениях при минимуме или максимуме целевой функции.

При этом наряду с топологической применяются и методы структурной оптимизации композиционных материалов (углов армирования и толщин монослоев), что позволяет эффективно реализовать преимущества анизотропной композитной конструкции.

В МГТУ им. Н.Э. Баумана в течение нескольких лет ведутся работы по проектированию суборбитального крылатого аппарата. Он будет выполнен по самолетной схеме с высоко расположенным треугольным крылом прямой стреловидности 45° . Важным и технически сложным элементом конструкции МКА ТК является его крыло, которое в значительной степени определяет массовую эффективность всего аппарата. Обшивка крыла представляет собой трехслойную конструкцию из гибридного полимерного композиционного материала и арамидного сотового наполнителя.

Для достижения массовой и экономической эффективности крыла МКА ТК проводилась топологическая оптимизация его силового набора. Решение данной задачи потребовало сведения о силовых нагрузках, действующих на конструкцию в процессе полета. Так, с помощью моделирования аэродинамического обтекания МКА ТК в пакете программ Ansys Fluent было получено распределение давления по поверхности обшивки крыла. Предполагалось, что силовой набор крыла будет изготовлен из однонаправленной углеродной ленты. Для проведения процедуры топологической оптимизации во внутренней полости крыла была создана проектная область, наличие материала в которой могло изменяться. Рассматривалось два варианта проектной области:

1) Трехмерная область, занимающая среднюю часть полости крыла, для которой задавались эффективные характеристики квазиизотропной углеродной ленты. В этом случае применение методов топологической оптимизации приводит к получению объемных конструкций сложной формы, для изготовления которых могут использоваться аддитивные технологии.

2) Одна или две двумерные области плоской формы, представляющими собой лонжероны с вырезами сложной формы, учитывающими условия нагружения и конструктивные особенности крыла. Данный вариант силового набора существенно проще в изготовлении, но требует обоснованного выбора количества и координат установки лонжеронов, что является достаточно сложной задачей.

В качестве ограничения при оптимизации выступал коэффициент запаса крыла, который не должен был быть ниже значения 2,50 ввиду многозначности МКА ТК. Целевой функцией выступала масса конструкции крыла.

Оптимизация проводилась в программном комплексе Altair HyperWorks с помощью SIMP-метода (Solid Isotropic Material with Penalization Method), позволяющего получать равнопрочные конструкции. Концепция метода заключается в создании поля виртуальной плотности, которое представляет аналог реальной плотности материала конструкции.

В результате оптимизации была получена оптимальная конструктивно-силовая схема крыла МКА ТК, которая показала более высокие весовые характеристики по сравнению с традиционным вариантом.

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНЫХ СХЕМ РЕФЛЕКТОРОВ КОСМИЧЕСКИХ АНТЕНН ИЗ УГЛЕРОД-УГЛЕРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДА ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

А.А. Алексеев
П.В. Просунцов

alexart93@bk.ru
pavel.prosuntsov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Работа посвящена созданию конструктивно-компоновочных схем рефлекторов зеркальных космических антенн (ЗКА) из углерод-углеродных материалов, работающих на высоких частотах. Для создания вариантов рефлекторов ЗКА использован метод топологической оптимизации. На основе результатов моделирования определена область возможных конструктивных решений.

В связи с потребностью в развитии телекоммуникационных спутниковых систем и спутников-ретрансляторов значительное внимание уделяется совершенствованию рефлекторов ЗКА. Общая тенденция развития систем связи заключается в переходе ко все более высоким частотам излучения (от L-диапазона к V-диапазону).

На сегодняшний день основными конструктивно-компоновочными схемами рефлекторов ЗКА для межспутниковой связи являются трехслойная, состоящая из двух углепластиковых оболочек с наполнителем в виде сот и ребренная, образованная параболической углепластиковой оболочкой и системой ребер для обеспечения жесткости конструкции и ее радиационного охлаждения. Такие рефлекторы при сравнительно низких показателях массы имеют высокие жесткостные характеристики.

Для обеспечения перехода к более высоким частотам необходимо применять новые материалы, которые позволят конструкции рефлектора сохранять форму своей отражающей поверхности (ОП) под действием термических напряжений, возникающих в полете. В качестве перспективных материалов рефлекторов ЗКА рассматриваются углерод-углеродные композиционные материалы (УУКМ), обладающие высокой теплопроводностью и низким коэффициентом линейного термического расширения в различных направлениях армирования. Основным недостатком УУКМ является высокая плотность и, следовательно, высокая масса конструкции рефлектора. Для снижения массы рефлектора при сохранении низкого уровня термических деформаций рефлекторов необходимо создать развитую систему ребер на тыльной поверхности. Особенностью УУКМ, является то, что заготовка рефлектора представляет собой обо-

лочку параболической формы, толщина которой может быть различной, что дает конструктору определенную свободу при выборе формы, размеров и траектории ребер. Подбор данных параметров вручную является длительным и дорогостоящим процессом и не гарантирует получения оптимального варианта конструкции. В связи этим необходимо переходить к использованию более эффективного метода проектирования, такого как топологическая оптимизация.

Топологическая оптимизация — подход к оптимизации конструкции, при котором находится наиболее подходящее распределение материала в заданном объеме при определенных ограничениях. Выбор конструктивно-компоновочной схемы рефлектора проводился с использованием модуля топологической оптимизации пакета программ конечно-элементного моделирования Ansys Workbench.

В качестве тепловой нагрузки на конструкцию рефлектора ЗКА задавалось линейное изменение температуры от плюс 60 до плюс 140 °С, вдоль диаметра ОП. Считалось, что рефлектор ЗКА закреплен в одной точке на краю ОП в точке с минимальной температурой. Был проведен анализ влияния толщины параболической заготовки из УККМ на массу рефлектора, уровень термических деформаций и геометрию реберной структуры. Для этого использовались модели заготовки с различными толщинами — 10, 20, 30 и 40 мм. Для каждой из них проводилась топологическая оптимизация с различными ограничениями на ширину ребер — от 10 до 70 мм. В качестве целевой функции выбирался критерий минимума массы рефлектора при наложении ограничения на уровень термических деформаций ОП. В результате было получено более 30 моделей рефлекторов с различными массой, формой и толщиной ребер, и значением максимального перемещения ОП. Массы полученных вариантов конструкций рефлекторов ЗКА лежат в интервале от 1 до 10 кг, а типичные максимальные перемещения ОП находятся на уровне 0,07 мм.

Сравнение уровня перемещений ОП вариантов рефлекторов ЗКА, полученных методом топологической оптимизации, с перемещениями ОП рефлектора с оребрением в виде шестиконечной звезды, при условии использования в нем УУКМ, позволяет сделать вывод о перспективности предлагаемого подхода.

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАДИАЦИОННО-КОНДУКТИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА В РАБОЧЕЙ ЗОНЕ СТЕНДА ТЕПЛОВЫХ ИСПЫТАНИЙ КЕРАМИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ С НАГРЕВАТЕЛЕМ ИЗ ГИБКОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

Р.С. Балджиев
П.В. Просунцов

r.baldji@yandex.ru
pavel.prosuntsov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Работа посвящена исследованию возможности применения гибких углеродных композиционных материалов в качестве нагревателей в стендах тепловых испытаний высокотемпературных материалов. Проведено моделирование сложного радиационно-кондуктивного теплообмена в рабочей зоне стенда и предложена его конструктивно-компоновочная схема. Получены оценки основных характеристик стенда: уровень температур на объекте испытания, темп нагрева, неравномерность температурного поля.

Значительный рост интереса к освоению космического пространства в настоящее время приводит к увеличению количества проектов по разработке объектов аэрокос-

мической техники, которая предполагает проведение наземной отработки функционирования всех узлов и систем. Для этого, в свою очередь, необходима соответствующая стендовая база.

Исторически для проведения тепловых испытаний наиболее часто применяли стенды радиационного нагрева на базе галогенных ламп накаливания (ГЛН). Однако данный класс стендов ограничен уровнем рабочих температур на объекте испытания, которые не могут быть выше 1500 К. При этом современные высокотемпературные материалы, применяемые в тепловой защите, могут сохранять работоспособность при температурах более 2000 К, что автоматически повышает требования к рабочим температурам стендов.

Помимо ГЛН широкое распространение в качестве источников излучения в стендах радиационного нагрева получили твердотельные и тканые углеродные и углерод-керамические нагреватели. Электропроводящие свойства углеродных материалов позволяют использовать их при изготовлении твердотельных нагревательных элементов, тканых нагревателей, электронагревательных проводов, текстильных изделий с электроподогревом и т. д.

Нагреватели на основе углеродных материалов обладают рядом преимуществ по сравнению с ГЛН. В первую очередь, это высокие рабочие температуры. К примеру нагреватели из углерод-углеродных композиционных материалов с защитным покрытием на основе карбида кремния позволяют достичь рабочих температур порядка 1500...2500 К. Помимо этого, высокая прочность углеродных материалов позволяет практически исключить возможность механического повреждения нагревателей при эксплуатации. А так как исходным сырьем для нагревателей являются углеродные волокна и ткани, то можно создать нагреватели практически любой формы, при этом возможно создание нагревателей с повышенной равномерностью температурного поля и малой тепловой инерцией вследствие их небольшой толщины.

Однако, применение углеродных материалов ограничено их низкой окислительной стойкостью. При нагреве углеродных материалов в окислительной среде происходит интенсивное испарение углерода, скорость испарения экспоненциально увеличивается с увеличением температуры. Поэтому, как правило, углеродные нагреватели используются в инертной среде или вакууме, что ограничивает возможность воспроизведения реальных условий эксплуатации объектов аэрокосмической техники, для которых необходимо наличие окислительной (воздушной) среды. Помимо этого, стоимость углеродных нагревателей значительно выше стоимости массово выпускаемых галогенных ламп, а их использование требует наличия сложных систем запуска и управления, что усложняет конструкцию стендов и их обслуживание.

Для проверки возможности повышения рабочих температур в стендах радиационного нагрева до 2000 К за счет использования в качестве источников излучения нагревателей из тканых углеродных материалов проведено тепловое моделирование работы стенда. Математическое моделирование процесса теплообмена проводилось в модуле конечно-элементного пакета программ ANSYS Fluent, который позволяет учитывать особенности процессов сложного теплообмена.

Конструктивно-компоновочная схема рабочей зоны стенда включает следующие элементы: верхний и нижний блоки теплоизоляции рабочей зоны стенда толщиной 50 мм каждый; нагреватель из углеродной ткани размерами 200×200 мм толщиной 1,76 мм; систему из двух разделительных стекол толщиной 2 мм каждое; объект испытания размерами 100×100 мм толщиной 10 мм. Основным преимуществом данной конструкции является возможность разделения рабочей зоны стенда на области, что позволяет при сохранении инертной среды (аргон) вокруг углеродного нагревателя проводить испытания высокотемпературных материалов в окислительной (воздушной) среде. Габаритные размеры рабочей зоны составляют — 200×147×250 мм.

В рабочую зону стенда для охлаждения элементов его конструкции направляют потоки сжатого газа: поток между разделительными стеклами со скоростью 10 м/с и поток в узкой зоне, толщиной 4 мм, под нижним разделительным стеклом со скоростью 2 м/с. При этом потоки в соседних зонах направлены в протиток для уменьшения неравномерности температурного поля на обдуваемых поверхностях.

Результаты моделирования показывают, что максимальная температура на объекте испытания на 150 с нагрева достигает значения в 2058 К. При этом температура стекол из лейкосапфира не превышает предельно допустимых значений. Максимальный темп нагрева составляет 21 К/с. Неравномерность распределения температуры по поверхности объекта испытания составляет порядка 5 %.

Таким образом, подобные стенды могут найти применение при испытании объектов аэрокосмической техники, поскольку совмещают в себе все преимущества стендов с нагревательными элементами из углеродных материалов и при этом позволяют проводить испытания образцов в окислительной (воздушной) среде.

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ ЛОНЖЕРОНА КРЫЛА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

З.О. То

Р.С. Балджиев

thaw.zinoo.dsta@gmail.com

r.baldji@yandex.ru

МГТУ им Н.Э. Баумана

Работа посвящена повышению массовой эффективности конструкции крыла беспилотного летательного аппарата за счет использования методов топологической оптимизации элементов внутреннего силового подкрепления конструкции и одновременного внедрения композиционных материалов. Получены оценки весовых характеристик оптимизированной конструкции лонжерона. Проведено моделирование напряженно-деформированного состояния конструкции и определены значения коэффициента запаса.

В настоящее время беспилотные летательные аппараты (БПЛА) обретают широкое применение в разных сферах, таких как: коммуникация, мониторинг объектов промышленности, сельское хозяйство, спасательные работы и многое другое. Для этого класса летательных аппаратов (ЛА) характерным является малая скорость и длительное время нахождения в воздухе. Это требует максимального уменьшения веса конструкции.

Одним из наиболее эффективных способов снижения веса является использование композиционных материалов (КМ). Расчетные данные, подтвержденные результатами экспериментальных исследований и летных испытаний, показывают, что использование КМ позволяет снизить вес планера летательного аппарата на 30-40 % по сравнению с весом планера из традиционных металлических материалов. Этот эффект достигается за счет высоких удельных характеристик КМ. Однако даже с применением передовых КМ существует предел снижения массы конструкции ЛА. Таким образом актуален вопрос поиска новых методов повышения весовой эффективности конструкций.

Перспективным с этой точки зрения является использование новых методик разработки конструкции ЛА. Одной из них является топологическая оптимизация (ТО), которая представляет собой математический алгоритм определения оптимального

распределения материала в проектной области при воздействии заданных нагрузок и использовании различного рода ограничений: прочностных, жесткостных геометрических и др. На основе результатов оптимизации возможно создание принципиально новых и зачастую более эффективных в весовом плане конструкций. Применение данной методики совместно с использованием КМ может обеспечить дальнейшее снижение веса конструкции БПЛА, которое может быть использовано для увеличения полезной нагрузки, а также дальности и длительности полета.

В конструкции ЛА лонжероны совмещаются со стрингерами и нервюрами, создавая продольный силовой набор крыла, который выполняет функцию восприятия растягивающих, изгибающих, сжимающих и других типов нагрузок. Во время полета крыло ЛА подвержено воздействию аэродинамических нагрузок, которые передаются от обшивки крыла на нервюры и лонжероны. Поэтому, как правило, именно на силовой набор приходится большая часть массы крыла.

В качестве объекта исследования выбран лонжерон крыла беспилотного летательного аппарата. Основное время полета аппарат проводит на высоте 9 км. Его взлетная масса составляет около 1 тонны. Размах крыла — 14 м, а площадь поверхности крыла — 12 м². Использован типовой для БПЛА аэродинамический профиль крыла NASA-4412. Максимальная ширина и длина профиля крыла составляют соответственно 85 и 700 мм. Была выбрана однолонжеронная схема крыла. Считалось, что лонжерон с сечением 85 × 80 мм расположен на расстоянии 210 мм от хорды крыла. Верхняя и нижняя поверхности лонжерона соединены с внутренней поверхностью обшивки крыла. Лонжерон изготовлен из углепластика, обладающего высокой удельной прочностью. Массы обшивки крыла и лонжерона крыла составили при этом 38 и 34,2 кг соответственно.

Топологическая оптимизация конструкции лонжерона проводилась с использованием конечно-элементного пакета программ ANSYS. При этом конфигурация и, соответственно, масса обшивки крыла принимались неизменными, а в оптимизируемую область включался только лонжерон. После завершения топологической оптимизации проводился расчет напряженно-деформированного состояния лонжерона и проверялась достаточность коэффициента запаса. При этом для проверки оптимизированной модели использовались исходные аэродинамические нагрузки.

В итоге была предложена конструктивная силового набора схема крыла БПЛА облегченного за счет применения композиционных материалов и использования метода топологической оптимизации. Показано, что с использованием ТО возможно дополнительное снижение массы лонжерона из КМ более чем на 28 % (с 34,2 до 25,6 кг), что доказывает эффективность использованного подхода.

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ И СПОСОБА РАСКРЫТИЯ ЛОВУШКИ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ЗАХВАТА И СПУСКА С ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

*А.Д. Казаков
Р.С. Балджиев*

*kazakov.anton01@yandex.ru
r.baldji@yandex.ru*

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящей работе на основе технико-экономического анализа определен перечень наиболее конкурентоспособных проектов по утилизации космического мусора. Разработан проект перспективной системы утилизации космического мусора с применением трансформируемой механической ловушки. Выработан ряд экономических предложений

по повышению конкурентоспособности предлагаемого проекта. Проведено моделирование раскрытия двух типов ловушек и получены их основные характеристики.

В настоящее время все большую актуальность приобретает проблема космического мусора. Это понятие включает в себя все искусственные объекты и их фрагменты в космосе более не функционирующие и не несущие никакой полезной цели, однако являющиеся весьма опасными для космических аппаратов (КА). Под это определение, в частности, попадают:

- разрушенные КА, такие как спутники;
- ступени ракет-носителей, использованных для выведения спутников;
- отходы, оставленные на орбите во время космических миссий;
- обломки, появившиеся в результате столкновений или взрывов активных аппаратов.

Количество мусора, в особенности на низкой околоземной орбите, увеличивается в геометрической прогрессии в связи с активным использованием космического пространства. Одним из наиболее пессимистичных сценариев развития данной проблемы является так называемый эффект Кесслера, согласно которому в случае, если обломки и останки спутников и ракет не будут удалены с околоземной орбиты космические полеты могут стать небезопасными для людей и техники.

Впервые данная тема была затронута в пятидесятые годы прошлого века, во время запуска первых искусственных спутников Земли. 10 декабря 1993 года Генеральный секретарь ООН выступил с докладом под названием «Воздействие космической деятельности на окружающую среду». С этой даты проблема неконтролируемого засорения космического пространства получила официальный статус, и был отмечен международный характер данного вопроса.

В зависимости от размера и потенциальной опасности можно следующим известным образом классифицировать объекты космического мусора:

- объекты размером более 10 см; их количество составляет порядка 30 тысяч; возможно отслеживание с Земли, потому могут быть приняты меры, чтобы избежать столкновения;

- объекты — от 1 до 10 см; количество — 670 тысяч; являются наиболее опасными, поскольку достаточно велик риск уничтожения спутников при столкновении с такими обломками, в то время как возможности отслеживания практически отсутствуют;

- объекты — менее 1 см; количество — 170 миллионов; обычно слишком малы для того, чтобы разрушить спутник, но, несмотря на это, могут повредить аппаратуру и представляют угрозу для экипажа.

Опираясь на вышеописанную классификацию, разными странами и агентствами предлагаются различные способы решения проблемы космического мусора. Среди всего перечня проектов по утилизации и предотвращению появления новых обломков можно выделить следующие типовые решения:

- комплектация аппаратов аэродинамическими тормозами или солнечными парусами;

- использование лазеров для сведения обломков с орбиты;
- ловушки с сетчатым полотном для захвата мусора;
- ловушки с механическими трансформируемыми захватами.

Одним из перспективных направлений является создание проекта ловушки с механическими трансформируемыми захватами, позволяющей очищать космическое пространство от средне- и крупногабаритного мусора, используя одноразовые модули, каждый из которых после отработки утилизируется. Выбранный метод представляется наиболее интересным, т.к. имеет больше возможностей для модификации под различные типоразмеры и траекторные параметры объектов космического мусора.

Конструкция переходного блока между несущим аппаратом и ловушкой должна быть унифицирована для использования различных одноразовых модулей механических ловушек, предназначенных для закрепления и удаления с орбиты объектов космического мусора путем их выведения в плотные слои атмосферы посредством маневровых двигателей аппарата-носителя.

В данной работе предлагается модель конструкции двух типов ловушек для выведения в плотные слои атмосферы обломков средне- и крупногабаритного мусора соответственно. Ловушка снабжена раздвигаемыми механическими захватами, расположенными на основании. Первый вариант ловушки предполагает наличие трех трансформируемых захватов, каждый из которых, в свою очередь, состоит из трех секций с шарнирным соединением. Второй вариант оснащен тремя двухсекционными захватами. Выбор толщины элементов конструкции определяется по результатам математического моделирования. В качестве материала для конструкции рассматривается углепластик, обладающий высокими удельными характеристиками. Также с целью увеличения массовой эффективности и снижения себестоимости используются сетчатые конструкции. Основание конструкции унифицировано: треугольная рама, состоящая из сетчатых стержней и балок. Масса всей конструкции составляет около 2 т, высота в сложенном состоянии 0,7 м, диаметр основания 2,5 м.

Для определения наиболее целесообразного способа раскрытия ловушек необходимо произвести оценку усилий, нагрузок и сгибающих моментов, возникающих при раскрытии. В качестве программного обеспечения был выбран продукт компании MSC — Adams. Характерной особенностью и преимуществом данного программного пакета является возможность создания расчетных моделей, учитывающих характерные особенности исследуемых изделий, что позволяет добиться максимальной близости к реальному динамическому процессу. Пользовательский интерфейс пакета Adams включает в себя эргономичные и эффективные средства построения моделей и анализа результатов расчетов, что значительно упрощает и ускоряет создание и отладку модели.

Результатом работы является конструктивно-компоновочные схемы ловушек для захвата и выведения космического мусора. Проведен расчет напряжений и деформаций возникающих при раскрытии, и на основании полученных данных выбраны схемы раскрытия конструкций.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕСТРУКЦИИ УГЛЕРОД-КЕРАМИЧЕСКИХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ РАЗЛИЧНОЙ ПЛОТНОСТИ

Д.Я. Баринов
П.В. Просунцов

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

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Работа посвящена созданию физической и математической моделей тепло- и массопереноса в углерод-керамических композиционных материалах (УККМ). С помощью разработанного программного пакета, в основе которого лежит метод конечных элементов (МКЭ), было проведено моделирование деструкции пористых УККМ различной плотности.

Развитие новых концепций высокоскоростных летательных аппаратов привело к появлению необходимости в новых материалах, которые способны работать при температурах до 3000 °С. Одним из требований к таким материалам являются высокие

механическая прочность и термоокислительная стойкость, при этом унос массы материала с поверхности должен быть минимальным. Удовлетворить поставленным требованиям могут УККМ, которые, в зависимости от требуемых задач и области применения в конструкции аппарата могут быть как сплошными, так и пористыми.

Для описания тепло- и массопереноса в материалах подобного класса был применен многомасштабный подход, согласно которому рассматриваемая задача рассматривается на нескольких масштабных уровнях: микроуровне, мезоуровне и макроуровне, при этом расчет на микро- и мезоуровне сопровождается созданием модели представительного элемента объема (ПЭО) материала. Последовательное исследование микро- и мезоуровней позволяет определить эффективные характеристики тепло- и массопереноса, позволяющие проводить расчеты для макроуровня. Расчет ПЭО на микроуровне проводился в работе Просунцова П.В., Баринаева Д.Я. «Разработка математической модели прогрева и разрушения углерод-керамических композиционных материалов». В данном исследовании, являющимся его логическим продолжением, предложены физическая и математическая модели для прогрева и деструкции ПЭО материала мезоуровня. В основе математической модели лежит обобщенное нестационарное уравнение теплопроводности с начальными и граничными условиями, для решения которого использовался МКЭ. При моделировании деструкции покрытия из карбида кремния учитывались процессы окисления карбида кремния с образованием конденсированного диоксида кремния на поверхности, диффузии газообразных компонентов через пленку конденсированного диоксида кремния и сублимацию диоксида кремния с поверхности, для чего использовался алгоритм, предложенный в работе Горского В.В., Гордеева А.Н., Дудкиной Т.И. «Расчетно-теоретическая модель азротермохимической деструкции карбида кремния, омываемого высокотемпературным потоком воздуха». Для моделирования выгорания углеродных волокон проводились расчеты концентрации кислорода на границе между углеродом и защитным покрытием и скорости окисления углерода. Скорости протекания процессов определялись в зависимости от значений концентрации кислорода, давления окружающей среды и температуры.

Был разработан программный пакет, позволяющий проводить моделирование прогрева и деструкции УККМ. В основе пакета положен МКЭ, в котором применялись трехузловые линейные конечные элементы. С целью снижения времени расчета при сохранении высокой точности результатов накладывались ограничения на максимальный и минимальный размеры конечных элементов. Расчет температурного поля внутри ПЭО проводится на каждой итерации по времени, анализ деструкции и фазового состава — после определения значений узловых температур. В пакете предусмотрены возможности использования различных алгоритмов для расчета скорости деструкции в зависимости от типа материала, типов материалов соседних элементов и параметров внешнего воздействия. Для моделирования деструкции карбида кремния используется специальный модуль, который учитывает скорости диффузии, окисления и сублимации и приводит вычисление движения фронта уноса. Считается, что деструкция УККМ возможна только в случае, если материал граничит с окислительной газовой средой. Для уменьшения времени расчета был применен адаптивный временной шаг, значение которого зависит от максимального изменения температуры и доли уноса материала элемента между итерациями.

Было проведено моделирование термоокислительного разрушения ПЭО пористых УККМ с различной плотностью: 1200, 1400, 1600 и 1800 кг/м³. Проведены расчеты фазовых составов материалов, выявлены механизмы деструкции ПЭО и скорости протекания отдельных процессов. Было проведено качественное сравнение структуры поверхности образцов после испытаний в потоке воздушной плазмы с результатами, полученными при выполнении моделирования с идентичными условиями термохимического воздействия.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ РЕФЛЕКТОРА ЗЕРКАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СПУТНИКОВОЙ АНТЕННЫ ИЗ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

Я.А. Ажевский
А.Д. Новиков

azhevsky.yaroslav@mail.ru
novikov.andrey.sm13@gmail.com

МГТУ им. Н. Э. Баумана

Рассмотрен ряд конструкций рефлекторов, имеющих орребрение на выпуклой поверхности тонкостенной параболической оболочки из композиционного материала (КМ). С помощью конечно-элементного моделирования исследовано температурное и напряженно-деформированное состояние различных вариантов орребрения модельного рефлектора диаметром 1,2 м с учетом инерционных нагрузок при выводе космического аппарата (КА) на орбиту и радиационного теплообмена в условиях открытого космоса.

Использование малых спутников является перспективной нишей в космической промышленности. В последнее время, малые космические аппараты (МКА) (масса <500 кг) становятся наиболее важным сектором в космической индустрии, благодаря малой массе, широкой многозадачности и низкой стоимости.

Новой вехой в развитии космической спутниковой связи может стать проект по созданию «группировки спутников», позволяющий обеспечить высокоскоростным интернетом весь земной шар. Отечественные и зарубежные компании ведут свои разработки по созданию спутниковых систем, работающих в V-диапазоне (полоса частот 40–75 ГГц). Данный диапазон позволит уменьшить массу и размеры спутниковых антенн, повышая энергоэффективность и скорость передачи данных, при этом, не теряя экономическую выгоду.

Уменьшение массы МКА позволяет снижать затраты при выводе космических аппаратов на орбиту Земли, что в свою очередь ведет к более детальной проработке конструктивно-компоновочных схем спутников. Следовательно, возникает необходимость в создании современных подходов в проектировании рефлекторов зеркальных космических антенн (ЗКА), с целью достижения наилучших результатов по погонной плотности и размеростабильности конструкций.

Для корректной работы спутниковой связи необходимо сохранение размеростабильности отражающей поверхности ЗКА на уровне от 0,08 до 0,15 мм, в зависимости от выбранной рабочей частоты.

Одним из возможных решений поставленной задачи является использование конструктивной схемы ЗКА в виде тонкостенной оболочки из высокомодульного углепластика, усиленной развитой системой орребрения в виде трехслойных панелей с наполнителем из нетканого полиэфирного материала. Поскольку, данная конструкция может изготавливаться за одну технологическую операцию, то такой подход позволит не только получить рефлектор с требуемой размеростабильностью, но и удешевить его производство.

В данной работе был предложен ряд конструкций с вариацией по орребрению тонкостенной оболочки. В ходе конечно-элементного моделирования проведен сравнительный анализ работоспособности в условиях эксплуатации (инерциальное нагружение при выводе КА на орбиту и радиационный теплообмен в условиях открытого космоса). По результатам проведенных исследований была выбрана конструктивно-компоновочная схема рефлектора ЗКА с наилучшими показателями.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ КОМПОЗИТНОЙ КОНСТРУКЦИИ КА ДЗЗ

М.А. Городецкий
К.В. Михайловский
С.В. Резник

mikgord@gmail.com
konst_mi@mail.ru
sreznik@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Предложена методика комплексного анализа и определения параметров композитной конструкции платформы космического аппарата дистанционного зондирования Земли. Рассмотрены условия теплового нагружения для полета по солнечно-синхронной орбите, выполнено моделирование условий функционирования, обеспечивающих эффективную эксплуатацию таких спутников. Методика апробирована с учетом входных параметров орбиты спутника «БелКА». Представлены результаты моделирования теплового режима вариантов композитной конструкции.

Одна из наиболее важных задач Федеральной космической программы России на период до 2025 г. — создание космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ). Неотъемлемой частью их проектирования считается определение параметров орбит, которые наиболее эффективны с позиций информативности, энергообеспечения и длительности активного существования. Работы в данной области ведутся специалистами США, Франции, Японии, КНР, России.

Увеличение срока эксплуатации КА до 10–15 лет, повышение требований к точности поддержания формы и размеров ответственных элементов конструкции и стремление к уменьшению массы конструкций стимулируют разработку новых материалов. Для размеростабильных элементов конструкций КА важными являются показатели прочности, старения, демпфирующей способности. Применительно к размеростабильным платформам и рефлекторам космических антенн такими показателями обладают слоистые и однонаправленные композиционные материалы (КМ), особенно на основе высокомодульной арматуры.

Наряду с обычными КМ, состоящими из наполнителя одной химической природы и матрицы, все шире используются гибридные КМ, в том числе и на основе нетканых материалов. Нетканые материалы фактически также относятся к композиционным, поскольку состоят из двух элементов, один из которых выполняет функцию наполнителя, второй — связующего. В последнее время были созданы новые типы нетканых материалов, которые по своей структуре аналогичны сотовым заполнителям. Однако в технической литературе отсутствует информация по свойствам многослойных панелей, в которых вместо сотового заполнителя используется нетканый материал.

Цель настоящей работы состоит в улучшении массово-габаритных характеристик формо-размеростабильных конструкций космического назначения за счет применения гибридных КМ на основе углепластика и органического нетканого материала и в уменьшении временных затрат на проектирование в рамках комплексной методики условий эксплуатации КА ДЗЗ.

Разработанная методика включает определение параметров рабочих орбит с учетом возмущающих факторов, их коррекцию, определение тепловых нагрузок, температурного и напряженно-деформированного состояния в элементах конструкции КА.

Проведен комплексный анализ характеристик орбит, используемых для аппаратов ДЗЗ с учетом требований к их баллистическому построению: обеспечение глобального обзора Земли; периодичность обзора районов поверхности Земли, осуществля-

емая с заданной частотой; необходимость осуществления полета при оптимальных условиях солнечного освещения Земли; недопустимость превышения максимальной (заданной) высоты орбиты; необходимость коррекций высоты орбиты, понижающейся вследствие атмосферного торможения.

В рамках методики построена математическая модель условий функционирования КА и теоретически определена солнечно-синхронная кратная орбита с рабочими параметрами: высота $h = 514$ км, наклонение $i = 97,4^\circ$, местное время прохождения восходящего узла $m_\Omega = 6h$, эксцентриситет $e = 0,00135$, период кратности — 14 суток.

Для указанной орбиты КА ДЗЗ определены тепловые потоки и установлено их влияние на конструкцию КА. Распределение температурного поля и напряженно-деформированное состояние в конструкции КА рассмотрено в течение года полета по орбите, в связи с чем выбраны 4 наиболее показательные точки изменения свето-теневой обстановки: зимнее и летнее солнцестояние, весеннее и осеннее равноденствие.

На первом этапе исследования проведено моделирование для конструкции КА в составе: платформа, рефлектор антенны и солнечные батареи. Геометрические модели были разработаны для платформы в форме параллелепипеда размерами $1600 \times 2000 \times 2000$ мм, панели солнечных батарей размерами 8000×1700 мм; рефлектора антенны диаметром 1200 мм, со строительной высотой 100 мм. Общим для данных конструкций является трехслойная внутренняя структура, образованная двумя обшивками из углепластика толщиной 2 мм и алюминиевым сотовым наполнителем толщиной 12 мм. Необходимые для моделирования приближенные данные по теплофизическим характеристикам заимствовались из справочника, а по оптическим характеристикам из справочника. Моделирование проводилось в программном комплексе NX/Nastran. Для всех элементов конструкции был задан двумерный тип сетки, с размером элемента 100 мм.

Из результатов моделирования определено, что распределение температурного поля в течение года меняется от минус 70°C до плюс 80°C . Эксплуатационные напряжения не превышают 100 МПа. Полученные результаты находятся в диапазоне допустимых значений предела прочности при растяжении/сжатии и изгибе. Таким образом из результатов моделирования эксплуатационных нагрузок можно сделать вывод о том, что применение гибридных композитов на основе углепластика, в качестве материала обшивки трехслойных панелей, используемых в конструкциях КА ДЗЗ на околоземных солнечно-синхронных орбитах — допустимо.

Приводятся результаты экспериментальных исследований с новыми видами подкрепления композитных конструкций в виде полиэфирного нетканого материала, отличающегося упорядоченной сотовой структурой. Исследования микроструктуры проведено с помощью томографа и электронного микроскопа. С помощью динамо-механического анализатора установлены значения модуля упругости и влияния температуры на жесткостные свойства композитов с одним и двумя слоями нетканого материала; проведен анализ технологических факторов, влияющих на качество продукта.

Методика может быть полезна на стадии технических предложений по выбору материалов, для соответствующим условиям эксплуатации, рабочих орбит при проектировании малых КА, КА ДЗЗ.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОМПОЗИТНОГО СЕТЧАТОГО КРЕПЛЕНИЯ ЗЕРКАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ АНТЕННЫ

А.В. Беляева
О.В. Денисов

belnastya16@gmail.com
denisov.sm13@mail.ru

МГТУ им. Н. Э. Баумана

Предложена новая конструкция композитного сетчатого крепления рефлектора зеркальной космической антенны (ЗКА) к корпусу космического аппарата (КА). Расчетно-теоретическим путем обосновано температурное и напряженно-деформированное состояние крепления рефлектора на этапах выведения и орбитального полета КА по геостационарной орбите. Такое крепление обладает высокой жесткостью и обеспечивает размеростабильность рефлектора при штатных условиях эксплуатации.

Рефлекторы космических антенн являются важной частью современных систем космической связи и зондирования космического пространства. Они должны длительное время работать в условиях переменных тепловых воздействий, механических нагрузок и вакуума. Возрастающий объем передаваемой информации вызывает необходимость расширения радиочастотного диапазона ЗКА до 60 ГГц, а в перспективе — до 100 ГГц. Увеличение частоты работы антенны повышает требования к точности профиля отражающей поверхности рефлектора. Допустимое отклонение профиля (в качестве этой характеристики в теории принимается обычно среднеквадратичное отклонение) не должно превышать величины $\Lambda/16$ или даже $\Lambda/50$, здесь Λ — длина радиоволны, на которой работает антенна. Современные рефлекторы должны иметь погонную плотность менее 2 кг/м², а перемещения поверхности под действием эксплуатационных нагрузок не должны превышать 0,1 мм.

Стабильность формы и размеров отражающей поверхности рефлектора зависит от перепада температур на поверхности рефлектора и от конструкции его крепления к корпусу КА. Крепление рефлектора должно быть легким, жестким и выполнять свое назначение в течение всего периода эксплуатации.

В МГТУ им. Н.Э. Баумана разрабатываются новые концепты проектирования размеростабильных рефлекторов ЗКА с учетом крепежной конструкции.

Например, ажурная схема крепления позволяет достигнуть хороших показателей погонной плотности и перемещений рефлектора с ребрами жесткости в форме шестиконечной звезды. Однако ее практическая реализация связана с технологическими сложностями из-за необходимости локального усиления ребер жесткости рефлектора для болтового соединения.

В настоящей работе предложена модель сетчатого крепления рефлектора к корпусу КА. Конструкция представляет собой усеченную шестигранную пирамиду высотой 500 мм, состоящую из продольных и кольцевых ребер. Нижним основанием она крепится к ребрам жесткости рефлектора, а верхним — закрепляется на корпусе КА. В ходе конечно-элементного моделирования проведен анализ работоспособности крепления в условиях эксплуатации (инерциальное нагружение при выводе КА на орбиту и радиационно-кондуктивный теплообмен в условиях открытого космоса).

ВЫБОР И ОБОСНОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КРЫЛА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С УЧЕТОМ АНИЗОТРОПИИ СВОЙСТВ И АДАПТАЦИЕЙ ПОД ДЕЙСТВУЮЩИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ НАГРУЗКИ

С.В. Барановски
К.В. Михайловский

serg1750@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Работа посвящена актуальной задаче проектирования летательных аппаратов из композиционных материалов. Рассмотрен выбор и оптимизация конструктивных параметров силовых элементов крыла из углепластика под действием эксплуатационных нагрузок. Определены схемы укладки слоев и толщины элементов, запасы прочности и прогиб конструкции для нескольких углов атаки. Показано преимущество укладки, оптимизированной под эксплуатационные нагрузки над квазиизотропными.

Проектирование крыла является сложной комплексной задачей, требующей учета множества различных факторов, число которых возрастает с использованием новых материалов и технологий, например, таких как полимерные композиционные материалы (ПКМ). Характеристики изделий, выполненных из данного материала, превосходят металлические аналоги, но их проектирование осложняется рядом особенностей, таких как учет анизотропии свойств, выбор количества и ориентации слоев. При этом, в конструкциях используются типовые квазиизотропные укладки. Таким образом, исследование возможности выбора укладки в зависимости от эксплуатационных нагрузок и их применение в конструкции является актуальной задачей. Проводимые работы затрагивают данный вопрос, а именно, исследуются укладки, отличные от квазиизотропных, их влияние на аэроупругость, однако рассматриваются углы с довольно большим заданными шагом. Также проводятся исследования по направленной укладке волокон в слое, которые, как предполагается, позволят достичь лучших характеристик в аэроупругости, прочности крыльев. На основе вышесказанного, разрабатываемая методика проектирования крыла из ПКМ позволит упростить получение конструкции на стадии проектных расчетов. Согласно общей схемы методики, после определения нагрузок на крыло и проектирования конструктивно-силовой схемы необходимо рассчитать параметры элементов конструкции из ПКМ.

Рассматривалось стреловидное крыло с несимметричным аэродинамическим профилем, размахом 35 м, со спрямленным участком, среднемагистрального пассажирского авиалайнера состоящее из оребренных панелей (обшивки и подкрепляющие каждую одиннадцать стрингеров), двух лонжеронов и четырнадцати нервю. Для расчета был принят крейсерский режим полета со скоростью 870 км/ч, на высоте 11,5 км. Варьировались углы атаки: 0, +11, -7°. В расчете учитывалось одновременное действие сосредоточенных и распределенных нагрузок (вес элементов конструкции, вес двигателя, топлива, аэродинамическая нагрузка). Основным конструкционным материалом принят углепластик.

Расчет проводился в программном комплексе Ansys с помощью модулей моделирования композиционных материалов (Composite PrepPost) и оптимизации (Response Surface Optimization). Рассматривался как каждый элемент в отдельности, так и группы элементов.

В результате расчета установлены следующие характеристики элементов (толщина, м / количество слоев): верхняя обшивка — 0,003 / 11, нижняя обшивка — 0,005 / 18,

передний лонжерон — 0,006 / 20, задний лонжерон — 0,004 / 14, нервюры — 0,002 / 7, стрингеры — 0,0025 / 9.

Масса крыла с полученными толщинами — 823,89 кг.

Прогиб крыла для углов атаки 0, +11 и -7° составил 0,3196, 0,4847 и 1,2209 м соответственно.

При выборе укладки важное значение имел коэффициента запаса прочности элементов крыла. Наибольшее значение коэффициента наблюдалось для угла атаки -7° для верхней обшивки и составило 0,4734 (1 — разрушение материала). В остальных случаях значения коэффициента не превышали 0,3.

Сравнение схемы укладки для нижней обшивки:

Квазиизотропная: 45/–45/0/45/–45/90/45/–45/0/0/–45/45/90/–45/45/0/–45/45.

Расчет: –90/0/–30/–54/–64/–74/–76/–79/–80/–82/–84/–84/–85/–86/–86/–86/–87/–87.

Разброс в значениях углов у выбранной укладки связан с оптимизацией под эксплуатационные нагрузки. При этом значения прогиба меньше на 37 %, а коэффициента запаса прочности больше в 2 раза.

Ниже представлены полученные укладки.

ОВ: 28°/–10°/–48°/56°/–2°/–1°/–23°/–3°/–7°/–10°/14°;

ОН: –90°/0°/–30°/–54°/–64°/–74°/–76°/–79°/–80°/–82°/–84°/–84°/–85°/–86°/–86°/–86°/–87°/–87°;

ПЛ: 0°/–12°/17°/–17°/44°/27°/34°/13°/–11°/66°/–30°/–52°/14°/–45°/33°/33°/–4°/2°/–48°/–1°;

ЗЛ: –40°/29°/13°/–16°/30°/–52°/–26°/–27°/21°/–78°/11°/80°/–1°/47°;

Н1: –30°/4°/–48°/28°/48°/–85°/10°;

Н2: 41°/13°/7°/49°/–1°/33°/5°;

Н3: 63°/–37°/0°/–84°/–4°/–40°/–20°;

СВ, СН: 14°/2°/–22°/–12°/8°/4°/–15°/90°/–18°.

где ОВ — обшивка верхняя; ОН — обшивка нижняя; ПЛ — передний лонжерон; ЗЛ — задний лонжерон; Н1 — нервюры № 1 и 14; Н2 — нервюры № 6–13; Н3 — нервюры № 2–5; СВ — стрингеры верхние; СН — стрингеры нижние

В результате проведенных расчетов элементов крыла из ПКМ при разных углах атаки (0, +11, -7°) определены:

- рациональное минимально возможное количество слоев;
- рациональные углы ориентации слоев;
- толщины;
- значения прогиба конструкции для выбранной оптимальной укладки;
- коэффициенты запаса прочности элементов конструкции.

Показано преимущество (до 40 %) укладки оптимизированной под эксплуатационные нагрузки над квазиизотропными.

Максимальное значение прогиба конструкции достигается при угле атаки -7° , составляет 1,22 м и обусловлено интерференцией действующих нагрузок. Коэффициент запаса прочности не превышает 0,35, за исключением нескольких зон, в которых он достигает 0,47, что обусловлено концентратором напряжения и погрешностью сетки конечных элементов.

Полученные значения характеристик соответствуют уровню эскизного проекта и будут оптимизироваться при детальном рассмотрении каждого элемента.

Результаты данной работы являются частью составляемой методики проектирования крыла из ПКМ и будут учтены и использованы при ее составлении.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАВИСИМОСТИ ТРЕХМЕРНЫХ КОЭФФИЦИЕНТОВ ПРОНИЦАЕМОСТИ ОТ ТИПА ПЛЕТЕНИЙ ТКАНИ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ОБТЕКАТЕЛЯ САМОЛЕТА

Пье Пху Маунг
Г.В. Малышева

ryaephyo@mail.ru
malyin@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В качестве объекта исследований рассмотрена модель обтекателя самолета, при изготовлении которого использованы армирующие материалы с различными типами структур. Разработана методика и проведена теоретическая и экспериментальная оценки коэффициентов проницаемости для трехмерной постановке. Установлено, что учет коэффициентов проницаемости по толщине ткани позволяет повысить точность расчетов на 15 %.

Применение полимерных композиционных материалов (ПКМ) постоянно расширяется в том числе и при производстве современных самолетов, ракетной и космической техники, что во многом связано и их хорошей весовой эффективностью, высокой удельной жесткостью, высокой удельной прочностью и др. характеристиками.

Одной из основных проблем, ограничивающих использование ПКМ в изделиях современной авиационной техники, является их высокая стоимость. Одним из эффективных методов снижения стоимости является использованием прямых методов формования, к которым относятся технологические процессы (ТП) вакуумной инфузии и пропитки под давлением. Основными технологическими операциями (этих двух ТП) являются: выкладка ткани на поверхности оснастки, процесс пропитывания и отверждения. Все технологические операции связаны с друг другом и технологические погрешности, возникающие на одной операции, будут наследоваться на следующих.

Целью данной работы является разработка методики определения коэффициентов проницаемости в трехмерной постановке в зависимости от различных типов плетений.

Для изготовления высокопрочных конструкций в качестве армирующих материалов используются ткани различных структур и типов плетений. В настоящее время существуют методики определения значений коэффициентов проницаемости только в направлении осей X и Y . В то же время отсутствие информации по характеру изменения значений коэффициента проницаемости по толщине выкладки, существенно снижает точность моделирования кинетики процессов пропитки.

У тканей главных (сатин, полотно, саржа) типов плетений низкий коэффициент драпируемости, что приводит к сложности при их выкладке на криволинейную поверхность оснастки, поскольку элементарные ячейки деформируются, что приводит к изменению коэффициентов проницаемости.

В качестве объектов исследования выбран обтекателей самолета. В работе использованы стеклоткани Interglas с тремя типами плетений: полотняными, сатиновыми и саржевыми. Размеры элементарных ячеек варьировались по высоте и ширине, что определялось геометрическими размерами нитей основы и утка. Нити основы изменялись по высоте от 0,33 до 0,46 мм по высоте и от 0,40 до 0,48 мм по ширине. Уточные нити изменялись по высоте от 0,29 до 0,39 мм и ширине от 0,27 до 0,39 мм. Радиус волокна варьировали от 4,3 до 6,1 мм, длина элементарной ячейки варьировалась в диапазоне от 0,323 до 0,65 мм.

В результате проведенных исследований создана математическая модель, позволяющая прогнозирования проницаемости по направлениям X , Y , Z . Ткани рассматриваются как двухслойные пористые среды. Проницаемость в плоскости многослойных текстильных преформ была исследована, по методам Могаверо и Адвани. Значения коэффициента проницаемости K_{zz} определялся по уравнениям Endruweit и Long.

На основании проведенных теоретических и экспериментальных исследований установлены значения коэффициентов проницаемости тканей K_{xx} , K_{yy} , величина которых изменяется в диапазоне от $1,12 \cdot 10^{-11}$ м² (сатиновые) до $1,9 \cdot 10^{-11}$ м² (саржевыми 2/2) и по толщине K_{zz} от $0,15 \cdot 10^{-11}$ м² до $0,88 \cdot 10^{-11}$ м². Установлено, что при увеличении объемного содержания волокна коэффициент проницаемости уменьшается.

Использование найденных значений коэффициентов проницаемости по направлениям X , Y , Z позволили повысить точность расчетов более чем на 15 %.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ КАЧЕСТВА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ ИЗ КОМПОЗИТОВ МЕТОДОМ ВАКУУМНОЙ ИНФУЗИИ

А.Н. Марычева

man@emtc.ru

В.А. Нелюб

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Приведены результаты экспериментальных исследований процессов выкладки ткани на поверхность оснастки двойной кривизны. В работе сравнивали две технологии выкладки: с применением технологического клея (стандартная технология) и с использованием раствора полисульфона (предлагаемая технология). Проведена экспериментальная оценка кинетики процессов пропитывания многослойных пакетов тканей при использовании стандартной и предлагаемой технологии. Проведена технико-экономическая оценка используемых технологий и показаны преимущества предлагаемого метода.

В промышленности все большее распространение получают полимерные композиционные материалы, в которых в качестве армирующего материала используются ткани. Такие детали могут изготовлены с помощью прямых методов формования или же по препреговым технологиям. К прямым методам формования относятся технологии вакуумной инфузии, пропитка под давлением и формование с использованием пленочного связующего. При выкладке препрегов технологический клей, как правило, не используется, поскольку препреги обладают конфикционной липкостью. Если же использовать ткани, то в процессе выкладки на поверхность оснастки имеет место смещение слоев ткани. При увеличении количества слоев ткани и кривизны оснастки, имеет место увеличение смещения слоев ткани относительно друг друга. Если деталь является крупногабаритной и количество слоев превышает 50, то на процесс выкладки требуется несколько часов или даже дней и необходимо технологическими методами обеспечить качество выкладки. Для устранения погрешностей, связанных с выкладкой ткани используется технологический клей, обеспечивающий склеивание слоев ткани между собой. Однако, данный клей, приводит к ухудшению процессов смачивания, увеличивает продолжительность процесса пропитки и, что самое важное, снижает теплостойкость и механические характеристики получаемых деталей.

Целью работы является разработка технологий использования в качестве технологического клея раствора термопластичного полисульфона.

Актуальность данной работы связана с тем, что использованием раствора полисульфона позволит получить гибридную матрицу, отличающуюся высокими характеристиками трещиностойкости. Высокая вязкость расплавов полисульфона приводит к очень существенному удорожанию технологического процесса пропитывания, тогда как вязкость низкоконцентрированных растворов полисульфона соизмерима с вязкостью эпоксидных связующих.

В работе использовались 1, 5 и 10 % растворы полисульфона в хлороформе. Себестоимость 1 % раствора полисульфона более чем в 4 раза меньше, чем расплава полисульфона. С использованием данных растворов проводили пропитки углеродной ткани ТВЧ 2/2 312-10, размером 300×100. В качестве связующего использовался эпоксидный состав марки Araldite 615US, отверждение которого проводили при 150 °С в течение 1 часа.

Для оценки кинетики процесса пропитывания использовалась стандартная технология вакуумной инфузии. Отличительной особенностью используемой методики являлось отсутствие в вакуумном пакете распределительной сетки. Отсутствие сетки, с одной стороны увеличивало продолжительность процессов пропитывания, но с другой стороны позволяло измерить скорость процесса пропитывания по всему выложенному пакету ткани. В работе изготавливали образцы, состоящие из 3, 10 и 15 слоев ткани, угол армирования не варьировался и составил 0°. Продолжительность процессов пропитывания оценивалась с помощью секундомера и измерялась в сек.

В результате проведенных исследований установлено, что использование растворов полисульфона приводит к увеличению продолжительности процессов пропитывания. При использовании 1 % раствора полисульфона продолжительность процесса пропитывания для 3 слоев составляет 34,5 мин, тогда как при применении технологического клея она равна 31,2 мин. С увеличением количества слоев тканей увеличивается разница в продолжительности процессов пропитки. Концентрация полисульфона оказывает меньшее влияние на время процесса пропитывания по сравнению с количеством слоев ткани.

Качество изготовленных образцов из углепластика оценивали по величине фазового состава и пористости. Фазовый состав определяли методом термогравиметрического анализа на приборе TG 209 F1 Libra. Пористость оценивали с помощью рентгеновского микротомографа марки SkyScan 1172. В результате проведенных исследований установлено, что для всех исследованных образцов, независимо от количества слоев ткани, содержание полимерной матрицы составляет 37,2...38,7 %, тогда как при использовании технологического клея оно равно 35,2...37,4. Величина пористости во всех исследованных образцах составляет 4,1...4,5 %, что является стандартным показателем для технологии вакуумной инфузии. В настоящее время образцы углепластиков проходят испытания на трещиностойкость, а также оценивается их стойкость к длительному воздействию вибрационных нагрузок.

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ ОДНОМЕРНО АРМИРОВАННЫХ УГЛЕРОДСОДЕРЖАЩИХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ РАЗМЕРОСТАБИЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

К.С. Васильченко

kkvvaass@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены проблемы и задачи в современном проектировании размеростабильных космических конструкций, вопросы выбора материалов для их создания. Представлены физико-механические характеристики успешно применяемых отечественных материалов. Рассмотрены основные принципы проектирования размеростабильных космических конструкций.

Проектирование размеростабильных космических конструкций сегодня представляет собой самостоятельный класс задач, результаты которых широко востребованы со-

временной промышленностью. Примерами таких конструкций являются крупногабаритные космические антенны, платформы и другие несущие конструкции для размещения высокоточной аппаратуры, корпуса спутниковых телескопов и фотоаппаратов.

Размеростабильные композитные структуры сегодня находят применение также при проведении физических экспериментов, в высокоточных приборах и аппаратуре, а также в других проектах, требующих точного взаимного позиционирования элементов. Во всех этих случаях основным требованием, определяющим работоспособность конструкции, является сохранение заданных размеров при изменении различных характеристик окружающей среды: влажности, радиации и прочих факторов космического пространства, но в первую очередь — температуры. Поэтому в узком смысле слова размеростабильными конструкциями часто называют конструкции с нулевыми или близкими к нулю коэффициентами линейного термического расширения в заданных направлениях в установленном температурном диапазоне.

Основным условием проектирования размеростабильных конструкций является определение таких структурных параметров композита, которые обеспечивают равенство нулю тех или иных компонент вектора деформаций при температурных воздействиях. Эта задача сводится к задаче управления характеристиками термического расширения материала — коэффициентами линейного термического расширения (КЛТР). Некоторые приемы проектирования конкретных размеростабильных композитных конструкций рассмотрены в ряде работ.

Размеростабильные космические конструкции изготавливают из углепластиков, которые обычно имеют отрицательный КЛТР в направлении армирования. Задача определения параметров многослойной структуры с нулевым КЛТР в заданном направлении — одноосная задача размеростабильности — имеет множество решений. Таким образом, можно выбрать проектные параметры нескольких типов композитных структур, удовлетворяющих условию размеростабильности. Вместе с тем прочие характеристики этих структур будут различны. Среди множества размеростабильных структур могут быть выбраны те, которые считаются наилучшими по каким-либо иным критериям, например, по жесткости или прочности.

Помимо собственно размеростабильных (имеющих нулевые КЛТР), существует широкий класс углепластиковых структур с близкими к нулю характеристиками термического расширения; с практической точки зрения эти структуры также пригодны для создания высокоточных космических конструкций. Одним из важнейших критериев выбора параметров композитных структур для таких конструкций является максимальная устойчивость характеристик выбранной структуры к отклонениям конструктивно-технологических параметров и разбросам свойств однонаправленного материала слоев.

ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕХНОЛОГИЙ ФОРМОВАНИЯ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИТОВ

Чэнь Янян

yangyangchen@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Приведены экспериментальные результаты определения теплоемкости и теплопроводности эпоксидного связующего в процессе его отверждения при переходе из жидкого состояния в гелеобразное и твердое. Полученные результаты были использованы при моделировании кинетики процесса нагрева. На основании проведенных исследований проведена оптимизация режимов отверждения эпоксидного связующего.

Процессе формования любых деталей из стеклопластиков, углепластиков и органо-пластиков, как правило, происходит при использовании термореактивных связующих. Чаще всего применяются эпоксидные, полиэфирные или фенолоформальдегидные связующие. При отверждении таких связующих материалы последовательно переходят из жидкого состояния в гелеобразное и твердое. Проблеме исследования кинетики процессов отверждения деталей из полимерных композиционных материалов уделяется большое внимание, особенно если решаются вопросы разработки технологии формования крупногабаритных изделий.

Целью настоящего исследования является экспериментальная и теоретическая оценка точки гелеобразования в зависимости от кинетики процесса нагрева, и разработка алгоритма оценки его теплофизических свойств полимерной матрицы непосредственно в процессе ее полимеризации.

Актуальность данной работы связана с необходимостью снижения себестоимости процессов формования деталей из полимерных композиционных материалов. Технологическая операция отверждения является одной из наиболее продолжительных и энергоемких и поэтому ее сокращение позволит снизить себестоимость деталей из полимерных композиционных материалов.

Моделирование проводили в программе FemapNX Nastran. В качестве исходных данных при моделировании использовали значения температуры и времени гелеобразования. Эти характеристики определяли экспериментальным методом динамического механического анализа (прибор марки DMA 242 EArtemis). Измерения тангенса угла механических потерь проводили при скоростях повышения температур в диапазоне от 1 до 7 °С/мин. За время начала гелеобразования принимается значения времени и температуры, при которых тангенс угла механических потерь равен единицы. Установлено, что при повышении скорости нагрева, температура гелеобразования эпоксидного связующего увеличивается, а время начала его гелеобразования, наоборот, уменьшается. Количества теплоты, выделяемой в процессе отверждения связующего, определяли с использованием дифференциально-сканирующего калориметра (прибор марки DSC 204 F1 Phoenix). Установлено, что при увеличении скорости процесса нагрева с 1 до 5 °С/мин, количество выделяемого тепла снижается практически в два раза, с 270 до 158 Дж/г.

Значения коэффициентов температуропроводности и теплопроводности связующего в жидком, гелеобразном и твердом состоянии определены методом лазерной вспышки (установка LFA 457 MicroFlash — NETZSCH). Особенность проведения данных исследований является использовании специальной оправки, обеспечивающего непрозрачность исследуемого материала для излучения лазера.

Полученные экспериментальные данные (значения коэффициентов теплопроводности, величины теплоемкости, а также значения температур и времени гелеобразования) были использованы при моделировании кинетики процесса нагрева связующего в процессе его отверждения. При моделировании не учитывали тепловыделение эпоксидного связующего в процессе его отверждения.

При проведении оптимизации использованы величины продолжительности процессов нагрева на этапах гелеобразования и начала формирования сетчатой структуры (начало процесса отверждения).

В процессе моделирования было рассмотрено 49 вариантов, отличающихся кинетикой процесса нагрева из которых было отобрано 9. Оптимизацию проводили методом идеальной точки, в соответствии с которым оптимальным считался такой технологический режим нагрева, при котором расстояние от «идеальной точки» было минимальным.

Установлено, что оптимальным является следующий режим нагрева: на этапе гелеобразования скорость нагрева должна составлять 3 °С/мин, а на этапе начала фор-

мирования сетчатой структуры — 5 °С/мин. Конкретные значения температур этапа гелеобразования и начала процесса отверждения определяются химической природой связующего и в каждом конкретном технологическом процессе должны быть определены экспериментально.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ОТСЕКА РАКЕТЫ, ФОРСИРУЕМОЙ ПО ДАЛЬНОСТИ И СКОРОСТИ ПОЛЕТА

О.И. Цветков

Si_zer@inbox.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Одной из ветвей развития ракетной техники является модернизация существующих отработанных решений и конструкций. Как правило, модернизированные ракеты имеют улучшенные тактико-технические характеристики (ТТХ), а именно увеличенные дальность и скорость полета. Неизбежно повышается температура отсеков и составных частей аппарата, особенно на траекториях с максимальной дальностью полета. Для работоспособности ракеты в таких условиях необходимо принять соответствующие решения, направленные на соблюдение теплового режима. Особо остро данная проблема стоит для первого отсека.

Сложность соблюдения теплового режима первого отсека заключается в том, что материалы обтекателя и теплозащитные покрытия должны быть радиопрозрачными и работоспособными в условиях аэродинамического нагрева.

В работе проведено моделирование температурного состояния первого отсека ракеты, форсируемой по дальности и скорости полета и реализовано соблюдение теплового режима аппаратурной части путем изменения конструкции антенны и добавления теплоизолирующей стенки.

Для выявления наиболее теплонагруженных узлов и составных частей отсека было проведено моделирование аэродинамического нагрева и температурного состояния всего отсека. Применена программная система конечно-элементного анализа ANSYS. Для подготовки задачи использовалась высокопроизводительная рабочая станция (40-ядерный ЦП, 256 Гб ОЗУ). Для решения задачи и обработки результатов использовались мощности суперкомпьютера РФЯЦ-ВНИИЭФ.

Для построения сетки применялся ANSYS ICEM. Построена составная расчетная сетка, состоящая из двух отдельных областей. Сетка первой области построена для моделирования внешнего обтекания отсека и аэродинамического нагрева внешней поверхности. Сетка второй области построена для моделирования прогрева отсека по объему. Две отдельные сетки сопрягались интерфейсом в ANSYS Fluent. Решалась связанная задача сверхзвукового обтекания корпуса, нагрева внешней стенки корпуса и прогрева всей конструкции первого отсека в нестационарной постановке.

По результатам моделирования были приняты решения по изменению конструкции для соблюдения теплового режима первого отсека. Основные решения заключаются в уменьшении размера антенны и добавлении теплоизолирующей стенки. Уменьшение размера антенны, позволило разбить отсек на 2 зоны с точки зрения значений температур. В передней части отсека — горячая зона без оборудования, в задней части — холодная зона в которой находится оборудование, антенны и трубки с охлаждением. Проведено повторное моделирование с учетом внесенных изменений (построена новая модель) представлены результаты и сделаны выводы.



ОСНОВОПОЛОЖНИКИ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ И ПРОБЛЕМЫ ТЕОРИИ И КОНСТРУКЦИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СТОЙКОСТИ СПЛАВА ЭП648ПС К ВОЗГОРАНИЮ В СРЕДЕ ОКИСЛИТЕЛЬНОГО ГЕНЕРАТОРНОГО ГАЗА

Е.А. Белов

energo@npoem.ru

Н.Г. Иванов

energo@npoem.ru

В.Ю. Климов

energo@npoem.ru

П.С. Левочкин

energo@npoem.ru

АО «НПО Энергомаш»

В настоящее время в АО «НПО Энергомаш» материалы, используемые для изготовления деталей и агрегатов ЖРД, проходят испытания на возгорание в среде высокотемпературного окислительного генераторного газа, содержащего инициаторы возгорания в виде частиц алюминиевого сплава. В качестве образцов используются имитаторы лопаток рабочего колеса и статора турбины ТНА ЖРД, изготовленные из материала, подвергаемому испытаниям. В качестве источника высокотемпературного генераторного газа используется модельная газогенераторная установка, работающая на компонентах топлива кислород-керосин.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, селективное лазерное сплавление

Приведены результаты исследований стойкости к возгоранию в среде высокотемпературного окислительного генераторного газа, содержащего инициаторы возгорания в виде частиц алюминиевого сплава, образцов лопаток рабочего колеса и статора турбины ТНА ЖРД, изготовленных из сплава ЭП648ПС, полученного с использованием технологии селективного лазерного сплавления (СЛС) металлпорошковой композиции жаропрочного сплава на никелевой основе ЭП648. Также было изучено влияние слоя, состоящего из оксидов легирующих металлов, входящий в состав никелевого сплава ЭП648ПС, и образующегося на поверхности образцов лопаток в процессе горячее изостатическое прессование (ГИП) на стойкость к возгоранию образцов лопаток. Установлено, что данный слой обеспечивает надежную защиту детали от возгорания в среде высокотемпературного окислительного генераторного газа.

МЕТОД СРАВНИТЕЛЬНОЙ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ СМЕШЕНИЯ ДВУХФАЗНОГО ПОТОКА С ВОЗДУХОМ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

М.А. Абрамов

К.Ю. Арефьев

А.В. Воронцовский

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Использование высокоэнергетических конденсированных составов (ВКС) для ракетно-прямоточных двигателей (РПД) является актуальным направлением развития перспективных образцов атмосферных летательных аппаратов. В настоящее время к числу наиболее энергоёмких относятся металлизированные и борсодержащие ВКС. Выбор бора и ряда химических соединений на его основе в качестве основной высокоэнергетической добавки для перспективных ВКС обусловлен их высокими объемной и массовой теплотами сгорания по сравнению с углеводородными соединениями, а также с алюминием и магнием.

Согласно результатам ранее проведенных расчетно-теоретических и экспериментальных исследований энерговыделение при горении частиц борсодержащей конденсированной фазы, в большинстве случаев, не превышает 56 % от их теплотворной способности, что препятствует реализации преимуществ ВКС по сравнению с другими типами горючих и топлив. Это связано с относительно низким коэффициентом полноты сгорания частиц из-за серьезных трудностей, связанных с достижением требуемой скорости их горения. Учитывая вышесказанное, особую актуальность приобретают вопросы организации эффективного смешения и горения продуктов газогенерации (ПГ) ВКС с воздухом в камерах дожигания (КД) РПД.

Для решения поставленной задачи необходимо разрабатывать новые методы оценки эффективности рабочего процесса в КД на ВКС. Одним из таких методов является численное моделирование процессов смешения и горения частиц конденсированной фазы в многокомпонентном газовом потоке.

В работе рассмотрены результаты математического моделирования двухфазного течения в модельной КД, направленного на оптимизацию конфигурации системы инъекции ПГ в КД, оценку показателей эффективности диффузионных процессов в КД при различных режимах подачи ПГ и анализ влияния размеров частиц конденсированной фазы на эффективность смешения конденсированных продуктов газогенерации (КПГ) с воздухом. Моделирование рабочего процесса в КД проведено на основе решения осредненных уравнений Навье — Стокса для многокомпонентного двухфазного потока с использованием программного комплекса ANSYS Fluent.

Следует отметить, что горение борсодержащих соединений в воздушном потоке имеет диффузионно-кинетический характер. В этом случае коэффициент полноты сгорания КПГ η_k можно интерпретировать как функцию двух переменных:

$$\eta_k = f(D_k, K_k),$$

где D_k — диффузионный коэффициент, характеризующий длину смешения КПГ с потоком воздуха; K_k — кинетический коэффициент, который характеризует распределение величины константы скорости горения частиц конденсированной фазы вдоль их траекторий.

Коэффициент K_k зависит, в первую очередь, от распределения температуры в КД. В настоящем исследовании проводится сравнительный анализ эффективности процессов смешения в КД при постоянстве массовых расходов и энтальпий воздуха

и ПГ. Изменяемыми параметрами являются геометрия соплового блока ГГ, давление в ГГ и дисперсность частиц КПГ. В этом случае можно принять, что K_k изменяется незначительно и поэтому коэффициент полноты сгорания η_k зависит только от D_k . Тогда в качестве критерия при оптимизации конфигурации системы инъекции ПГ можно принять максимальное значение коэффициента D_k .

Для проведения качественной и количественной оценки характера смешения ПГ с воздушным потоком разработан и реализован в виде программы метод обработки результатов математического моделирования.

Проведено параметрическое исследование процессов смешения двухфазных ПГ с воздухом в модельной цилиндрической КД при давлении в газогенераторе в диапазоне 2...4 МПа, при различных значениях площади критического сечения соплового блока газогенератора. Расчеты выполнены для частиц диаметром 5, 10, 25 и 50 мкм. Проведен анализ закономерностей распределения диффузионного коэффициента D_k по длине зоны смешения. Полученные данные могут быть использованы для разработки рекомендаций по повышению эффективности рабочего процесса в перспективных энергосиловых установках.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ КОНУСА СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ ВОЗДУХА

Л.И. Метелешко

С.А. Мирошниченко

М.А. Абрамов

slispeed_97@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проведено расчетное исследование обтекания конуса сверхзвуковым потоком воздуха. Целью работы является повышение точности моделирования теплового состояния стенки конуса путем оптимизации значения безразмерной толщины пристеночной ячейки y_+ . Результатом проведенного исследования является систематизированная база расчетных данных, описывающая степень влияния режимных параметров на тепловое состояние конуса, обтекаемого сверхзвуковым потоком воздуха.

Моделирование теплового состояния стенки конуса выполнено при различных режимах обдува. Выявлены оптимальные параметры расчетной области, при которых наблюдается повышение устойчивости решения.

Ввиду осевой симметрии объекта моделирования, задача решалась в двумерной постановке. Для верификационного расчета использованы результаты экспериментального исследования, представленные в [1].

Обтекание конуса описывалось с помощью полной системы уравнений Навье-Стокса, при этом воздух полагался идеальным газом. Замыкание системы уравнений проводилось с помощью полуэмпирической RANS-модели турбулентности $k-\omega$. Преимуществом данной модели является возможность корректно рассчитывать асимптотическое поведение различных характеристик потока, когда расстояние от стенки стремится к нулю. Зависимость коэффициента динамической вязкости газа от температуры определялась формулой Сазерленда.

При сравнении результатов моделирования с эмпирическими данными из статьи [1] выявлено, что наименьшая погрешность может быть получена при использовании расчетной сетки со значением $y_+ = 1,2$, что соответствует ширине минимальной пристеночной ячейки 90 мкм.

Объектом второго этапа исследования был тонкостенный конус, диаметр основания которого равен 500 мм, угол полураскрытия 10 и 15°. Носовое затупление выполнено в виде дуги окружности радиусом 20 мм. Моделирование было проведено для случаев обдува конуса потоком воздуха с параметрами, соответствующими высоте полета летательного аппарата (ЛА) от 20 до 50 км и числам Маха от 4 до 10, при этом температура стенки полагалась постоянной, равной 600 К.

В результате проведенных расчетных исследований построены кривые распределения коэффициента теплоотдачи по длине образующей конуса для исследованных диапазонов изменения высоты и скорости полета ЛА, а также среднеинтегральные значения коэффициента теплоотдачи на поверхности конуса. Полученные данные позволяют повысить точность моделирования теплового состояния конусообразных объектов, а база расчетных данных может быть использована в дальнейшем при проектировании ЛА.

Литература

- [1] Бородин К.А. Валидация пакета ANSYS Fluent применительно к задаче турбулентного сверхзвукового теплообмена. URL:http://conf58.mipt.ru/static/reports_pdf/944.pdf (дата обращения 13.05.18).

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ КАПИЛЛЯРНЫХ СИСТЕМ ОТБОРА ЖИДКОСТИ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПРИ ВНЕШНЕМ ОБТЕКАНИИ ЖИДКИМ КОМПОНЕНТОМ

Е.А. Андреев

aea-704@mail.ru

А.В. Новиков

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проведено экспериментальное исследование функционирования капиллярных систем отбора жидкости (КСОЖ) топливных баков при обтекании этих разделителей жидким компонентом.

Одной из важных задач при эксплуатации жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) в условиях практической невесомости является обеспечение сплошности жидкости на входе в заборные магистрали.

В настоящее время для решения этой задачи широко используются капиллярные системы отбора жидкости (КСОЖ). Типовым элементом КСОЖ являются совокупности — пучки, решетки и т. д. — цилиндрических трубчатых пористых фазоразделителей.

Настоящее исследование посвящено экспериментальному исследованию функционирования капиллярных систем отбора жидкости (КСОЖ) топливных баков при обтекании этих разделителей жидким компонентом.

Приведена теоретическая модель, описывающая данный процесс. На основании проведенного анализа на проливном экспериментальном стенде были смоделированы реальные условия эксплуатации, например, движения жидкого компонента в объеме топливных баков, приводящих к возникновению дополнительных динамических нагрузок на КСОЖ. Сравнительный анализ полученных экспериментальных данных и ранее полученных результатов теоретического исследования процесса внешнего обтекания жидким компонентом решеток цилиндрических фазоразделителей КСОЖ показал хорошую сходимость результатов.

ИССЛЕДОВАНИЕ НАДЕЖНОСТИ ЗАПУСКА И ВЫХОДА НА РЕЖИМ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГАЗООБРАЗНЫХ КОМПОНЕНТАХ

Е.А. Андреев
А.В. Новиков
О.Е. Шацкий

aea-704@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Вопрос обеспечения надежности многократного запуска ЖРД малой тяги на несамовоспламеняющихся компонентах в настоящее время становится особенно актуальным в связи с расширением номенклатуры космических аппаратов и используемых этими аппаратами топливных пар. Настоящее исследование посвящено экспериментальной отработке электроискрового узла воспламенения двигателей малой тяги на метане.

Импульсный режим работы ракетных двигателей малой тяги предъявляет повышенные требования к надежности многократного запуска таких двигателей. Традиционно этот вопрос решается за счет использования в системах ориентации и стабилизации космических аппаратов самовоспламеняющихся пар компонентов топлива. Однако, современное развитие ракетно-космической техники, рост массы и номенклатуры выводимой полезной нагрузки делает актуальным использование в ЖРДМТ широкого спектра как известных, так и перспективных топливных пар. В частности, расширение сырьевой базы отечественного ракетостроения предполагает использование криогенного метана в качестве горючего компонента космических и воздушно-космических двигательных систем.

Настоящее исследование посвящено экспериментальной отработке электроискрового узла воспламенения двигателей малой тяги на метане. Проведенные исследования позволили выработать практические рекомендации по проектированию ЖРДМТ на метане в качестве горючего и подтвердить параметры надежного запуска.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НАПРЯЖЕННО- ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ОБРАЗЦОВ, ИЗГОТОВЛЕННЫХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Е.С. Ушакова
К.Ю. Арефьев
К.В. Федотова
С.В. Заикин
Д.А. Ягодников

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Одним из перспективных направлений совершенствования методов изготовления различных конструктивных элементов ракетно-космической техники является применение аддитивных технологий [1]. Основные преимущества аддитивных технологий — возможность изготовления объектов сложной формы с высокой точностью и оптимизация материально-временных затрат при их единичном и мелкосерийном производстве. В работе приведено сравнение рассматриваемых способов моделирования и выполнена их валидация по экспериментальным данным, полученных в результате проведения серии испытаний на разрыв стандартизированных образцов. Полученные экспериментальные

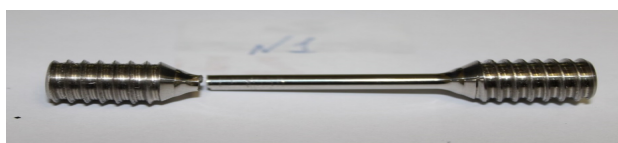
значения коэффициента качества прототипирования n коррелируют с теоретическими значениями, полученными в результате моделирования напряженного состояния пористой детали.

В основе аддитивных технологий для металлических конструкций заложено спекание металлических частиц с использованием лазера [2]. Однако при лазерном спекании в формируемом элементе могут образовываться поры и прочие дефекты структуры (непроплавы, трещины, включения и др.), что вызывает снижение прочностных характеристик изготавливаемых деталей [3].

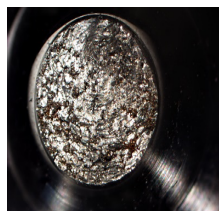
Для разработки рекомендаций по использованию аддитивных технологий существует необходимость прогнозирования механических характеристик материала, получаемого лазерным спеканием металлического порошка. Для решения этой задачи в работе представлены два способа:

– учет дефектов посредством определения эмпирического коэффициента качества лазерного спекания порошка n , который зависит от параметров спекания (состав и дисперсность компонентов металлического порошка, скорость подачи, расстояние выведения и мощность лазера при спекании, ориентация детали и направление спекания, высота уровня порошка, нанесенного на специальное основание перед спеканием и т. д.);

– непосредственное математическое моделирование геометрии и расположения пор во всем объеме детали (или образца материала).



а



б

Фото общего вида (а) и изломов (б) испытанного образца

Первый способ моделирования позволяет оценивать предел прочности материала посредством его пересчета относительно известных данных по исходному материалу, из которого был изготовлен порошок. При этом существует возможность применения полученных характеристик для расчета зависимостей коэффициента запаса прочности в изготавливаемых деталях и определения их работоспособности, а также допустимого диапазона условий эксплуатации. Однако этот способ требует проведения большого количества экспериментов для формирования базы данных по влиянию различных производственных факторов на характеристики материала, что не всегда может быть реализовано на практике.

Второй способ дает возможность прогнозировать влияние пористости на механические свойства материала посредством численного моделирования напряженно-

деформированного состояния пористого тела. Учитывая то, что пористость материала может быть достаточно просто определена экспериментально, и она оказывает преобладающее влияние на механические характеристики материала [4], данный способ может быть использован на практике при выполнении предварительных исследований нагруженного состояния различных деталей.

В работе приведено сравнение рассматриваемых способов моделирования и выполнена их валидация по экспериментальным данным, полученных в результате проведения серии испытаний на разрыв стандартизированных [5] образцов (см. рисунок), изготовленных из металлического порошка 07X18H12M12 при разных режимах лазерного спекания. Для образцов было исследовано влияние пористости и микроструктуры на механические характеристики. В результате обработки экспериментальных данных было установлено, что для рассматриваемых режимов изготовления деталей значение предела прочности материала может различаться на 3...6 %. При этом максимальные значения предела прочности составляют 729 и 748 МПа.

В работе показано, что полученные экспериментальные значения коэффициента качества прототипирования коррелируют с теоретическими значениями, полученными в результате моделирования напряженного состояния пористой детали.

Литература

- [1] Елистратова А.А., Коршакевич И.С., Тихоненко Д.В. Технологии 3D-печати: преимущества и недостатки // Решетневские чтения. Сб. матер. XVIII Междунар. науч.-практ. конф., Красноярск, 11–14 ноября 2014 г., Сибирский государственных аэрокосмический университет им. академика М.Ф. Решетнева, 2014. С. 557–559.
- [2] Абдуллин М.И., Басыров А.А., Николаев А.В. Металлополимерные композиции для 3D-печати // Universum: химия и биология. 2015. №11 (18). URL: <http://7universum.com/ru/nature/archive/item/2701> (дата обращения 30 августа 2018).
- [3] Hendrickson J.W. Use of Direct Metal Laser Sintering for Tooling in High Volume Production. USU Library, Logan, Utah, 2015. 35 p.
- [4] Gu D., Shen Y. Processing conditions and microstructural features of porous 316L stainless steel components by DMLS // Applied Surface Science. 2008. Т. 255, №. 5. С. 1880–1887.
- [5] ГОСТ 1497–84. Металлы. Методы испытаний на растяжение. М.: Стандартиформ, 2005. 22 с.

СРАВНИТЕЛЬНЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СТОЙКОСТИ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ МАТЕРИАЛОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ УСТАНОВКИ ЛАЗЕРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ

К.Ю. Арефьев^{1,2}

А.В. Глушнева³

С.В. Кручков^{1,2}

А.С. Савельев³

¹Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, Москва

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

³Московский физико-технический институт, Долгопрудный

В последнее время ведутся исследования возможности применения высокотемпературных композиционных материалов в конструкциях ракетно-космической техники. Внедрение материалов данного класса позволяет реализовать повышение рабочих температур газового потока, уменьшение массы и габаритов элементов двигателя, увеличение тяговых характеристик и работоспособности силовой установки. Для анализа возможности

их дальнейшего применения в элементах конструкций демонстраторов перспективных образцов ракетно-космической техники, проведены сравнительные экспериментальные исследования стойкости различных углерод-карбидкремниевых композиционных материалов (УКККМ) с использованием установки лазерного воздействия.

Большой интерес представляют углерод-карбидкремниевые композиционные материалы (УКККМ), которые способны сохранять свою работоспособность длительное время при высоких температурах поверхности конструктивных элементов (). Использование УКККМ позволит решить ряд проблем, связанных с организацией эффективного рабочего процесса в двигателе, и обеспечит длительную работоспособность силовой установки в условиях высоких тепловых нагрузок и недостатка охладителя.

У разработчиков УКККМ имеется широкий спектр исходных компонентов, большое разнообразие технологий получения конечной композиции и возможностей реализации различных схем армирования. В связи с этим возникает множество вариантов УКККМ. Для селекции высокотемпературных материалов и предварительного анализа возможности их дальнейшего применения в элементах конструкций демонстраторов перспективных образцов ракетно-космической техники, проведены сравнительные экспериментальные исследования стойкости различных УКККМ с использованием установки лазерного воздействия. Всего проведено исследование 8 образцов УКККМ, различных по своему составу.

Каждый образец УКККМ был испытан в сверхзвуковой аэродинамической трубе МФТИ СТ4 при условиях одновременного нагрева лазером (с удельной мощностью $N = 1,27$ ГВт/м²) и обдува сверхзвуковым потоком воздуха с числом Маха $M = 2$ и полным давлением $p = 105$ Па. Продолжительность каждого эксперимента составляла до 30 с. По результатам сравнительных экспериментальных исследований были получены значения скоростей уноса массы с поверхности образцов, которые составили от $u_{\min} = 0,01$ мм/с до $u_{\max} = 0,41$ мм/с.

Полученные результаты могут быть использованы для дальнейших исследований УКККМ.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ И ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В.И. Томак¹

mgtu-e14@mail.ru

Д.А. Ягодников¹

mgtu-e14@mail.ru

А.В. Жаворонков²

raduga@dubna.ru

А.Ф. Макаров²

raduga@dubna.ru

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² АО ГосМКБ «Радуга» им. А.Я. Березняка»

Представлены результаты работ по созданию стенда для исследований взаимодействия конструктивных элементов летательных аппаратов (ЛА) с высокоскоростным и высокотемпературным потоком с заданными значениями скорости и температуры набегающего потока. Созданный стенд позволяет провести исследования тепловой стойкости конструкционных композитных материалов в условиях внешнего и внутреннего обтекания высокоскоростным высокотемпературным газовым потоком.

Разработка перспективных конструкций высокоскоростных ЛА связана с проблемой создания и выбора конструкционных материалов, стойких к одновременному воз-

действию высоких температур, высоких скоростей потока газа и силовом нагружении внутренним давлением. Для решения этой проблемы, после создания новых конструктивных материалов, возникает необходимость в проведении испытаний этих материалов в условиях, близких к реальным условиям эксплуатации их работы. В МГТУ им. Н.Э. Баумана создан стенд для испытаний как при внешнем, так и при внутреннем обтекании образцов высокоскоростным высокотемпературным газовым потоком. Испытания с внутренним обтеканием актуальны при проведении экспериментов с образцами используемых в элементах, связанных с двигателем ЛА, где добавляется еще один тип нагрузки — внутреннее давление. Таким образом, стенд позволяет создать внутри образца газовый поток с заданными одновременно скоростью, температурой и давлением.

Газовый поток создается с помощью продуктов сгорания газогенератора, работающего на компонентах топлива кислород - керосин. Температура и давление в камере сгорания газогенератора задаются в соответствии с термодинамическим и газодинамическим расчетами за счет обеспечения необходимых расходов компонентов топлива в необходимом соотношения при заданном диаметре критического сечения. В процессе испытания образцов с внешним обтеканием на газогенератор устанавливается сверхзвуковое сопло, за которым ниже по потоку крепится испытываемый образец. В зависимости от заданных параметров газового потока сопло может иметь различную степень расширения, а образец может крепиться на различном расстоянии от среза сопла. При испытании образцов с внутренним обтеканием последние крепятся к газогенератору таким образом, что внутренняя полость образцов является продолжением объема камеры сгорания газогенератора, при этом перед образцом для выравнивания поля скоростей потока устанавливается выравнивающая проставка. Давление внутри образца определяется суммарным расходом компонентов топлива, скорость потока — с помощью варьирования диаметра критического сечения сопла, устанавливаемого на выходе из образца.

Для получения продуктов сгорания топлива с заданным окислительным потенциалом можно задать соотношение компонентов топлива такое, чтобы остатки непрореагировавшего кислорода соответствовали заданному, а необходимую температуру продуктов сгорания обеспечить подачей в рабочий участок дополнительного расхода азота, значение которого определяется с помощью термодинамического расчета. Таким образом, температура газового потока может регулироваться в широком диапазоне с сохранением окислительного или восстановительного потенциала.

Для длительных испытаний при расходе кислорода 1,0 кг/с в составе стендового комплекса предусмотрены: кислородная баллонная батарея, состоящая из 12 баллонов объемом 400 л с рабочим давлением до 20 МПа; азотная баллонная батарея, состоящая из 8 баллонов объемом 400 л с рабочим давлением до 20 МПа; система подачи керосина, в состав которой входят 3 баллона объемом 400 л и рабочим давлением 20 МПа, с системой наддува азотом. Измерение расходов кислорода и азота осуществляется с помощью измерительных диафрагм и перепадов давления на них; расхода керосина — с помощью турбинных преобразователей расхода. Заправка баллонов газообразными кислородом и азотом осуществляется в процессе газификации их из жидкого состояния с помощью установок СГУ-7К.

Измерение параметров стенда осуществляется с помощью первичных преобразователей давления, расхода, температуры. Обработка и регистрация сигналов первичных преобразователей осуществляется при помощи измерительного комплекса МИС-026 и программного обеспечения «WinПОС», разработанных НПО «Мера». Измерение температуры внешней поверхности образцов обеспечивается с помощью двухлучевого пирометра Impras ISR 12-L0, распределение температуры по поверхности образцов регистрируется с помощью тепловизора Luma Sense Technologies MCS640.

Результаты экспериментальных исследований представлены в виде ряда видеозаписей, полей температур элемента конструкции и циклограмм изменения основных режимных и определяемых параметров.

Испытания углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ) на термостойкость в продуктах сгорания топлива проведены на трубчатых цилиндрических образцах. Воспроизводился химический состав продуктов сгорания, давление, температура, скорость потока. Образцы имели разный состав УУКМ и разные антиокислительные покрытия. Критерием стойкости являлось время до прогорания стенки образца.

Испытания на прочность от внутреннего давления и внутреннего нагрева проводились на образцах УУКМ некруглого сечения. Воспроизводился химический состав продуктов сгорания, температура, давление. Скорость потока была уменьшенная. Критерием являлось время до разрушения при заданном режиме. Образец должен быть достаточно длинным для того, чтобы влияние условий закрепления краев не достигало рабочего участка образца.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В ТОПЛИВОПОДАЮЩЕМ РАСПЫЛИТЕЛЕ ПРЯМОТОЧНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

А.В. Воронецкий
Л.А. Филимонов
М.А. Абрамов
И.А. Батенин

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В прямоточных воздушно-реактивных двигателях (ПВРД) на жидком топливе для повышения качества смесеобразования используются сложные фронтные устройства (ФУ). В работе рассмотрено течение топливо-воздушной смеси внутри модельного распылителя жидкого топлива, радиально расположенного в проточном тракте камеры сгорания (КС) и являющегося составной частью ФУ.

Распылитель имеет полую конструкцию, включающую заборный канал, ориентированный навстречу потоку воздуха, и два ряда отверстий, направленных в сторону огневого объема КС. В зоне заборного канала расположены форсунки, через которые во внутренний объем распылителя подается жидкое топливо. Топливо-воздушная смесь поступает в огневой объем КС за счет перепада давления, возникающего при обтекании распылителя потоком воздуха.

Целью численного математического моделирования является определение характера двухфазного течения газа с каплями жидкости во внутреннем объеме распылителя, анализ закономерностей распределения смеси в прилегающей к распылителю области.

Поскольку распылитель имеет симметричную конструкцию, для уменьшения затрат машинного времени расчетная область описывает половину внутреннего объема и прилегающую к нему зону истечения смеси. Температура газа на входе в распылитель принята равной 750 К. Проведено три расчета при различных значениях перепада давления Δp на распылителе. Под Δp понимается перепад статического давления между сечением на входе заборного канала и пространством, окружающим распылитель со стороны выходных отверстий. Расчеты выполнены при следующих значениях Δp : 0,05; 0,07; 0,1 атм.

Проведенное моделирование позволило определить расход воздуха через каждое выходное отверстие распылителя и проанализировать распределение топливо-воздушной смеси по его высоте. Необходимо отметить, что полученные распределения расхода имеют максимум, соответствующий нижним поясам отверстий распылителя. Построены поля распределения скорости и статического давления воздуха, что дало возможность выявить основные закономерности двухфазного течения внутри распылителя. Одной из особенностей течения воздуха является формирование двух ярко выраженных рециркуляционных зон в нижней части распылителя и вблизи его передней стенки. Как следует из полученного в результате моделирования поля распределения скорости газа в зоне выходных отверстий, дальнобойность истекающих струй воздуха практически не меняется по высоте распылителя.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТЕЧЕНИЯ ОХЛАДИТЕЛЯ В ТРАКТЕ ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ ЖРД, ВЫПОЛНЕННОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

В.П. Александренков

К.Е. Ковалев

Д.А. Ягодников

mgtu-e14@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Совершенствование способов теплозащиты камер жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) (наружного проточного охлаждения) приводит к поиску различных новых способов интенсификации теплообмена в трактах. Определение теплогидравлических характеристик (ТГХ) при этом становится важной и необходимой задачей исследования. Для предварительной оценки процессов течения охладителя в тракте охлаждения и процессов теплообмена охладителя с огневой стенкой камеры ЖРД разработана математическая модель. Рассмотрены результаты численного моделирования в программном комплексе Ansys Fluent с явной конечно-разностной схемой. Получены поля распределения скоростей, давлений и температур охладителя по длине тракта охлаждения для стационарного режима работы модельного ЖРД.

Для предварительной оценки процессов течения охладителя в тракте охлаждения и процессов теплообмена охладителя с огневой стенкой камеры ЖРД разработана математическая модель. Данная модель включает в себя замкнутую систему уравнений, а также начальные и граничные условия для элемента камеры модельного ЖРД с поперечным расположением ребер в тракте охлаждения, выполненного с использованием аддитивных технологий.

Представлены расчетные сетки для рассматриваемых элементов камеры ЖРД, состоящие из 14 217 053 ячеек типа CutCell. В качестве материала стенки рассматривается хромистая бронза, материал корпуса – нержавеющая сталь. В качестве охладителя при расчете использовалась вода. При моделировании течения охладителя и продуктов сгорания в камере модельного ЖРД применялась модель турбулентности Spalart-Allmaras. Рассмотрены результаты численного моделирования в программном комплексе Ansys Fluent с явной конечно-разностной схемой. Получены поля распределения скоростей, давлений и температур охладителя по длине тракта охлаждения для стационарного режима работы модельного ЖРД.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ УСТОЙЧИВОЙ РАБОТЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМАХ ГЛУБОКОГО ДРОССЕЛИРОВАНИЯ

П.С. Левочкин

Е.Н. Семина

И.В. Бурцев

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

С началом коммерческого освоения космического пространства произошло расширение круга задач, решаемых с помощью ракетно-космической техники (РКТ). Тем самым неизбежно выросла потребность в ракетах-носителях (РН). Все более важным становятся вопросы повышения надежности РН и снижения стоимости пуска. Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) являются основой силовых установок большинства современных космических средств выведения. Поэтому совершенствование средств выведения тесно связано с совершенствованием ЖРД.

Перспективный путь снижения стоимости пуска – это применение многоразовых элементов в конструкции РН, в том числе, и применение возвращаемых первых ступеней с многоразовыми маршевыми двигателями [1].

В России одними из перспективных средств выведения является семейство РН «Ангара», включающее в себя РН от легкого (РН «Ангара 1.1») до тяжелого (РН «Ангара-А5») классов. На РН этого семейства устанавливаются двигатели РД191. А также, модификация РН «Ангара» - РН «Амур» с двигателями РД191М (форсированная на 10 % по тяге версия двигателя РД191) и, создаваемая в данное время, РН «Союз-5» с двигателями РД171МВ на первой ступени. На первые ступени данных РН устанавливаются ракетные двигатели из семейства двигателей РД170/171, либо их модификации.

Особенностью РН тяжелого класса «Ангара-А5» является пакетное расположение первой и второй ступеней и, как следствие, необходимость дросселирования и продолжительной работы двигателя центрального блока на режиме 30 % от номинального значения тяги.

В процессе создания двигателя РД191 обнаружилась проблема в обеспечении устойчивой работы на режимах глубокого дросселирования по тяге (ниже 38 % от номинального значения), что негативно сказывалось на надежности и ресурсе работы двигателя.

Данная проблема проявляется в возникновении низкочастотных (НЧ) колебаний тяги двигателя (порядка 4 Гц) при переходе на режим 38 % от номинального значения тяги и ниже.

Опасность НЧ-колебаний заключается в возникающих повышенных вибрациях элементов конструкции двигателя, что может привести к возникновению резонанса и разрушению конструкции РН. Также вибрации снижают ресурс трубопроводов управляющего давления, что может привести к их поломке и, как следствие, непредсказуемой работе двигателя.

В качестве средства для повышения устойчивости на низких режимах введено дополнительное гидросопротивление в окислительный тракт на участке между насосом окислителя и газогенератором. Для этого в двигатель РД191 внедрена доработанная конструкция трехпозиционного клапана окислителя газогенератора. Во время перехода на режим по тяге ниже 38 % от номинального значения, трехпозиционный клапан окислителя начинает работать в прикрытом состоянии, обеспечивая дополнительное гидросопротивление [2]. Для обеспечения эффективного управления трех-

позиционным клапаном была доработана пневмогидравлическая схема двигателя, а также разработана система управления прикрытием клапана [3].

В процессе доводочных испытаний установлено, что данный способ позволяет существенно уменьшить амплитуду колебаний тяги на режимах глубокого дросселирования в поддиапазоне частот 2...5 Гц [4]. Внедрение данных мероприятий обеспечило соответствие двигателя требованиям разработчика РН.

Но, тем не менее, на отдельных экземплярах двигателя отмечается проявление НЧ-колебаний при работе на низких режимах, из чего можно сделать вывод, что эффект от использования трехпозиционного клапана может быть разным на различных экземплярах двигателя.

Для дальнейшего совершенствования ракетных двигателей РД191 важно более подробно изучить явление НЧ-колебаний.

Поэтому является актуальной задача изучения возникновения НЧ-колебаний и поиск эффективных способов борьбы с ними.

Литература

- [1] Медведев А.А. Предложения по повышению конкурентоспособности ракет-носителей среднего и тяжелого классов за счет применения многоразовых элементов в отечественных средствах выведения // Космонавтика и ракетостроение. 2018. № 3. С. 111–121.
- [2] Трехпозиционный клапан окислителя ЖРД / Б.М. Громыко, В.А. Катрыш, А.А. Теленков и др. // Труды НПО Энергомаш. 2011. № 28. С. 142–151.
- [3] Семина Е.Н. Обеспечение высокой точности управления и регулирования многорежимных маршевых ЖРД [Текст]: дисс. канд. техн. наук: 05.07.05 / Семина Елена Николаевна. – Химки, 2009. – 129с.
- [4] Способы подавления низкочастотных колебаний в ЖРД на режимах глубокого дросселирования / Е.А. Гемранова, А.И. Колбасенков, П.С. Левочкин и др. // Труды НПО Энергомаш. 2013. № 30. С. 104–110

РАЗРАБОТКА РАКЕТНЫХ ТОПЛИВ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ И ИХ ВОЗМОЖНОЕ ПРИМЕНЕНИЕ

И.И. Новиков

giph@giph.su

ФГУП «Российский научный центр «Прикладная химия» (ГИПХ)

В статье приведены материалы разработки новых поколений ракетных топлив, осуществляемой в настоящее время специалистами ФГУП «РНЦ «Прикладная химия» (ГИПХ).

За короткий промежуток времени ФГУП «РНЦ «Прикладная химия» («ГИПХ») по заданию «Роскосмоса» выполнен комплекс работ, в результате которых **создано новое экологически чистое монотопливо, относящееся к классу ионных жидкостей с условным названием «Зеленое топливо»**. Топливо имеет следующие преимущества:

- малотоксично — 3-й класс опасности (гидразин — 1 класс);
- высокоэнергетично-удельный объемный импульс тяги в 1,5 раза больше чем у «Гидразина»;
- обладает высокой плотностью — 1,35 г/см³;
- имеет очень низкую температуру замерзания – минус 870 °С.

В РНЦ «Прикладная химия» создана и запущена опытная установка по наработке топлива производительностью 100 кг/год. Разработаны исходные данные для проектирования укрупненной установки. Стоимость производимого «Зеленого» топлива

сопоставима со стоимостью особо чистого «Гидразина». На стендовой базе опытного завода «ГИПХ» успешно проведены огневые испытания нового монотоплива и катализатора его разложения в модельных двигателях.

В настоящее время производится наработка и поставка нового монотоплива для испытаний и отработки жидкостных ракетных двигателей управления и коррекции космических аппаратов. Проводимые работы направлены на создание двигательной установки на зеленом топливе с осуществлением летных испытаний в космосе в 2021–2023 гг.

По нашему мнению, «Зеленое» монотопливо может применяться в ракетной и космической технике, в частности, в двигателях разгонных блоков, двигателях космических аппаратов по программе освоения Луны, а также газогенераторных установках различных систем ракетных комплексов. Также оно может использоваться в двигательных устройствах беспилотных аппаратов.

Кроме того, одним из ключевых направлений в решении задач повышения дальности и скорости полета летательных аппаратов является создание двигателей использующей в качестве окислителя атмосферный кислород. Длительное время в нашей стране и за рубежом интенсивно проводятся работы по созданию воздушно-реактивных двигателей (ВРД). Основными направлениями исследований являются, как совершенствование конструкций прямоточных ВРД на традиционных жидких и твердых топливах, так применение новых топливных композиций (например, пастообразных) в комбинированных ВРД, где источником горячих горючих продуктов является газогенератор.

Сегодня в ГИПХ по второму направлению проводятся работы по созданию борсодержающего пастообразного топлива (БСПТ), превышающего по энергетическим характеристикам на 10...15 % смесевые твердые топлива.

Повышенная эффективность БСПТ достигается за счет использования нового активного жидко-вязкого связующего, содержащего собственные окислительные элементы.

Пастообразное состояние топлива на активном связующем дает ряд достоинств, которые могут привлечь внимание конструкторов к применению этих топлив в ПВРД:

- повышенная теплотворная способность;
- способность низкая температура горения топлива в камере сгорания около 2000 К;
- устойчивость горения топлива в режимах, как низкого давления, так и режимах резкого изменения градиента давления до нескольких сот атмосфер, без перехода горения в детонационный режим;
- высокая полнота сгорания бора в камере дожигания в потоке воздуха;
- широкий диапазон регулирования скоростей горения;
- технологичность — простота изготовления топлива и заправки изделий;
- высокая термостойкость топлива;
- низкая температура стеклования: минус 700 °С;
- нечувствительность топлива к механическим воздействиям.

В ГИПХ созданы опытные стендовые установки по наработке активных связующих и огневых испытаний изделий с БСПТ, как в газогенераторном режиме, так и в режиме дожигания продуктов сгорания в высокотемпературном потоке воздуха с измерением тяги.

Экспериментальные исследования показали устойчивость горения ПБСТ как в газогенераторе, за счет собственных окислительных элементов связующего, так и в камере дожигания продуктов сгорания в «горячем» потоке внешнего воздуха.

Для решения задач применения топлив в двигателях КВРД существующая стендовая база ГИПХ может обеспечить проведение дальнейших исследований на укруп-

ненных образцах топлива массой 0,5...2,0 кг в модельных двигателях разработки заказчика с локализацией и обезвреживанием выброса продуктов сгорания в окружающую среду.

В ГИПХ создан крупномасштабный стенд огневых высокотемпературных испытаний материалов и энергетических установок с использованием криогенных и газообразных продуктов: воздуха, кислорода, азота, водорода, аммиака, фтора и т. п.

В состав стенда входят испытательные камеры с системой хранения, заправки и подачи компонентов; две вакуумные системы локализации и очистки отработанных продуктов из реакторов и современный измерительно-управляющий комплекс.



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

МЕТРОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ОБЪЕКТОВ ЭНЕРГЕТИКИ НА ОСНОВЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ СПУТНИКОВОЙ ГРУППИРОВКИ

М.А. Басараб
А.С. Комшин
М.И. Киселев

komshin_as@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Исследования последних десятилетий в значительной мере посвящены вопросам повышения надежности и диагностике промышленных объектов, значительную долю которых составляют энергетические. Эксплуатационная надежность электрогенерирующих мощностей, распределенных по всей территории России на тысячи километров, должна гарантироваться инструментальными средствами контроля их технического состояния.

Технической основой такой системы могут явиться созданные в МГТУ им. Н.Э. Баумана и испытанные в промышленных условиях встроенные прецизионные фазохронометрические устройства, принцип действия которых основан на систематических измерениях продолжительности периода (или его кратных долей) вращения секций подвижных элементов машины. Повышение эффективности 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. Анализ полученных результатов позволил оценить предельную пропускную способность информационного измерительного канала, равную $\approx 59,8$ Кбайт/с. При этом максимальные значения потока информации составляют соответственно величины $\approx 5,2$ Гбайт/сут и 1,9 Тбайт/г [1]. Дальнейшими шагами по развитию энергетики и повышению энергосбережения являются внедрение информационных измерительных систем и целого ряда сервисов по управлению городской средой, имуществом, системами снабжения и т.п., т. е. создание «умного города» [2, 3].

На современном этапе научного и технологического развития созданы все условия для реализации на новом метрологическом уровне интеллектуальных измерительных комплексов поддержки жизненного цикла сложных технических систем с применением интеллектуальных измерительных систем обучения и искусственного интеллекта, учитывающих не только технологические факторы (внутренние), но и внешние (гелиогеофизические, геомагнитные, ионосферные и сейсмические измерения). В подобных условиях возникает необходимость достижения уровня информационно-метрологического обеспечения техносферы, соответствующего требованиям ее развития в условиях четвертой промышленной революции.

В последнее десятилетие начался новый этап изучения воздействия космоса на различные сферы деятельности человека. Космическая погода, под которой понима-

ется комплекс процессов, происходящих на Солнце и в космосе, создает прямые риски для нормального функционирования природных, технологических и биологических систем, находящихся на Земле и в околоземном космическом пространстве.

При этом уже сегодня необходимо реализовывать концепцию «Умных городов». Важными элементами «умного города» являются инновации в промышленности, создание наукоемких компаний, энергетика, транспорт, защита окружающей среды. Безусловно, основой функционирования всех без исключения объектов инфраструктуры и жизнеобеспечения «умных городов» является «умная энергетика» [4].

Сегодня уже 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.

Литература

- [1] Киселев М.И., Комшин А.С., Матвеев В.А. Система информационно-метрологического сопровождения объектов энергетики страны на базе спутниковой группировки // Наукоемкие технологии. 2017. Т. 18, № 6. С. 68–72.
- [2] Anthopoulos L, Janssen M, Weerakkody V. A unified smart city model (uscmm) for smart city conceptualization and benchmarking // International Journal of Electronic Government Research. 2016. Vol. 12, no 2. P. 77–93.
- [3] Шалагинов А. Концепция SMART/SAFE CITY от «А» до «Я» // Технологии и средства связи. 2016. № 3 (114). С. 23–25.
- [4] Комиссаров К. «Умная» энергетика // Control Engineering Россия. 2013. № 2 (44). С. 64–66.

ПОРТАТИВНАЯ ЭНЕРГЕТИКА ПРОТИВОДЕЙСТВИЙ УГРОЗАМ, ПОВЫШЕНИЕ ОПЕРАТИВНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ И АЭРОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.Ю. Мерьков
И.И. Куркин

baracuda1992@yandex.ru
kurkinii@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Защита от угроз носят не только локальный, но и глобальный характер. Для борьбы с этими угрозами необходима разнохарактерная система оперативной и дальней доставки разных систем и разноплановый комплекс средств их физической защиты. Необходимо кооперация разных специалистов разных профильных организаций в рамках общего сценария согласования требований к новым технологиям и новым идеям.

Объекты исследований

Космические, аэрокосмические и трансконтинентальные аппараты дальних оперативных действий, взаимодействий и противодействий. Длительная перспектива совершенствования 1980–2015–2020 г.

- Космический транспортно-энергетический модуль на основе ядерной энергетической установки мегаваттного класса. Потребитель энергии — электроракетные

двигатели. Первый контур — замкнутый высокого давления радиоактивный реакторный контур, рабочее тело гелий-ксенон. Второй — замкнутый контур холодильника излучателя.

- Аэрокосмический аппарат с тепловой памятью, предназначен для решения оперативных задач из космоса. Многофункциональные аппараты открывают широкие возможности для решения задач разнопланового характера с базированием и запуском с подвижных аппаратов типа Экранолет и Экраноплан.

- Экранолет. Опыт работ ЦАГИ — 2015г — Рассматривается как подвижный стартовая площадка запуска. Вместо авиационного керосина предложено использовать экологически чистый сжиженный природный газ.

- Ядерный Экраноплан. Опыт работ МАИ — 1980г — Ядерная установка с радиоактивным газовым контуром. Первый контур — замкнутый высокого давления радиоактивный реакторный контур, рабочее тело гелий-ксенон. Второй — открытый турбокомпрессорный контур воздушно реактивных двигателей.

- Сопутствующие задачи — Стационарные протяженные газораспределительные системы и бытовые объекты.

Направления исследований

Новые и прорывные технологии в этом случае рассматриваются в более широкой перспективе. Прорывные технологии — Электронная ячейка в составе различных систем. Портативные устройства акустической пеленгации.

Результаты предварительных исследований

- Портативная система — Электронная ячейка

Электронная ячейка — фактор повышения эффективности не только радиотехнических устройств, но энергосиловых перспектив радиационно безопасных космических и атмосферных объектов. Биметаллическая электронная ячейка — имеет в перспективе довольно широкие приложения, позволит решать аэрокосмические задачи будущего с лучшим качеством. Электронная ячейка является хранилищем элементарных частиц и одновременно инжектором электронов для решения энергетических, радиационных и радиотехнические задач.

- Портативное изделие акустической пеленгации

Рассматривается как система локального размещения. Место расположения непосредственно в зоне разветвленных газовых систем. Акустическая система предусматривается для контроля утечек: радиоактивных контуров ядерных установок, трансконтинентальных газотранспортных систем и бытовых объектов. Оперативная эффективность данного устройства рассматривается также в составе малоразмерных летательных аппаратах типа «Дрон» для акустической дистанционной инспекции достаточно протяженных газовых магистралей.

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. Naples, Italy, 2012.
- [2] Куркин И.И. Анализ подходов к формированию облика и тактико-технических требований к современным летательным аппаратам //Аэрокосмическое приборостроение. 2014. № 2. С. 3–15.

ОЧИСТКА ЩЕЛОЧНОГО ЭЛЕКТРОЛИТА В ПРОЦЕССЕ РАБОТЫ ВОЗДУШНО-АЛЮМИНИЕВОГО ХИМИЧЕСКОГО ИСТОЧНИКА ТОКА

А.В. Перченко¹

a.perchenok@mail.ru

С.Д. Севрук²

sds46@yandex.ru

Е.В. Суворова²

lelya-suvorova@yandex.ru

А.А. Фармаковская²

a.a.farmakovskaya@gmail.com

¹ООО «Энергоклуб»

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Приведены результаты применения различных методов очистки щелочного электролита от растворенных и твердых продуктов реакции, образующихся при работе воздушно-алюминиевого (ВА) химического источника тока (ХИТ), позволяющих существенно увеличить время непрерывной работы энергоустановок (ЭУ) на их основе. Предложено применение специальных узлов и агрегатов очистки — кристаллизатора, впервые разработанного механического фильтра патронного типа с дроссельным отверстием, гидроциклона. Рассчитаны их характеристики и габариты.

Одной из наиболее эффективных и перспективных электрохимических систем является пара кислород-(воздух)-алюминий (O_2/Al или ВА) с водными электролитами. В настоящее время состояние работ по созданию энергоустановок (ЭУ) с O_2/Al химическими источниками тока (ХИТ) находятся на стадии разработки и испытания макетных и опытных образцов. Первые испытания подтвердили теоретические расчеты и показали, что данные ЭУ обладают высокими энергомассовыми характеристиками, безопасны в изготовлении и эксплуатации и имеют возможность хранения до момента запуска в законсервированном состоянии практически неограниченно долго без потери характеристик.

В настоящее время определены причины функционального отказа O_2/Al ХИТ и параметры, влияющие на ресурс ЭУ. Показано, что время одного цикла работы ограничено процессом пассивации рабочей поверхности анода пленкой, состоящей из продуктов реакции.

Разработано несколько методов, позволяющих существенно увеличить время непрерывной работы ЭУ с O_2/Al элементами.

Основными из них являются использование ингибиторов коррозии и депассиваторов анода в электрохимической реакции. Однако, почти полное отсутствие исследований по очистке электролита при длительной непрерывной работе ВА ХИТ, затрудняет разработку и проектирование ЭУ с большим временем работы и ресурсом эксплуатации.

В настоящей работе рассматриваются методы и агрегаты очистки электролита от алюминий содержащих продуктов реакции, как растворенных, так и твердых.

При длительной непрерывной работе ЭУ возможны различные варианты организации очистки электролита от растворенных алюминатов, связанные с непрерывностью или дискретностью (периодичностью) процесса декомпозиции (разложения) пересыщенных алюминатных растворов, наличием или отсутствием кристаллизатора, совмещением его конструктивно с агрегатами очистки от твердых продуктов реакции.

Снижение концентрации растворенного алюминия в электролите можно обеспечить, если изначально вводить в щелочной электролит затравку в виде твердого $Al(OH)_3$, но увеличение количества затравки в электролите неизбежно приводит к существенному увеличению энергетических затрат на прокачку электролита и сниже-

нию ресурса и надежности работы агрегатов ЭУ. В связи с этим в некоторых случаях для интенсификации процесса очистки электролита мы предлагаем применение специального устройства — кристаллизатора, в котором возможно создание требуемых концентраций затравки. Выбор оптимальной конструкции и схемы работы кристаллизатора также во многом определяется характеристиками и условиями эксплуатации ЭУ. Определение минимальной массы и размеров кристаллизатора мы проводили путем многопараметрической оптимизации с учетом заданных характеристик. Рассчитаны необходимые размеры простейшего кристаллизатора с учетом кинетических параметров процесса декомпозиции пересыщенных алюминатных растворов.

При длительной работе ЭУ с O_2/Al ЭХГ, помимо кристаллизации растворенных алюминатов, необходимо организовать очистку электролита от образующегося твердого мелкодисперсного гидроксида алюминия, так как увеличение его концентрации снижает параметры O_2/Al элементов, ухудшает работу насосов, прокачивающих электролит, и существенно снижает ресурс их работы, а возможное высаживание осадка в трубопроводах и агрегатах приводит к снижению надежности ЭУ.

Для очистки электролита от твердой фазы исследовались возможности использования трех типов агрегатов: отстойников, фильтров и центробежных сепарирующих устройств.

Наиболее простым агрегатом очистки электролита является отстойник, в котором отделение кристаллов гидроксида алюминия происходит под действием силы тяжести. На основании данных по спектру распределения частиц по размерам и расхода суспензии были произведены расчеты экспериментального отстойника. Анализ экспериментальных результатов показал, что в процессе работы отстойника происходит осаждение более 95 % от расхода твердой фазы. Основным недостатком предлагаемого агрегата очистки электролита является невозможность его применения в условиях сильных вибраций и ускорений. Более оптимальным и универсальным по своим эксплуатационным характеристикам показал себя разработанный нами механический фильтр патронного типа. Была составлена методика расчета фильтрационного агрегата и определены площадь фильтрования и его конструкция. Выполненное в фильтрующей стойке дросселирующее (разгрузочное) отверстие, привело к резкому увеличению расхода фильтрата с практически полным сохранением фильтрационных характеристик. Проведенные исследования позволили сделать вывод, что применение механических патронных фильтров является эффективным и надежным способом очистки электролита ЭУ с O_2/Al ЭХГ.

Была рассмотрена также возможность применения в качестве агрегатов очистки электролита центробежного сепарирующего устройства — гидроциклона. Были определены его параметры, а также возможность совместного использования гидроциклона с другими агрегатами очистки, например, комбинации гидроциклон – отстойник или гидроциклон – фильтр, что существенно упрощает работу данных агрегатов. Исследование макетов агрегатов очистки электролита от твердых продуктов реакции подтвердили закладываемые параметры, что позволяет рекомендовать их для использования в составе системы очистки ЭУ с O_2/Al ХИТ.

ИССЛЕДОВАНИЕ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ НЕСКОЛЬКИХ МОДУЛЕЙ ГАЗОТУРБИННОГО ПРЕОБРАЗОВАНИЯ В ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А.Г. Цветков

A.G.Tsvetkov@kerc.msk.ru

Х.С. Иксанов

101310-3@kerc.msk.ru

А.В. Каревский

101310-3@kerc.msk.ru

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»

В данной работе рассмотрены вопросы совместной работы нескольких модулей газотурбинного преобразования, работающих по замкнутому циклу Брайтона в энергетической установке космического аппарата, объединенных по газовым трактам источником тепловой энергии.

Существенное увеличение энерговооруженности космических аппаратов является важной задачей в рамках стратегического развития возможностей ракетно-космической техники. Газотурбинное преобразование тепловой энергии в механическую, а далее в электрическую, является на данный момент наиболее предпочтительным в части генерирования электрической мощности от 100 кВт и выше [1].

Одним из способов увеличения электрической мощности является увеличение количества контуров газотурбинного преобразования, работающих с единым источником тепловой энергии.

Основными потребителями большой электрической мощности на борту космического аппарата являются маршевые электроракетные двигатели и бортовая целевая аппаратура.

Наиболее рационально, чтобы группы маршевых ЭРД запитывались от соответствующих газотурбинных преобразователей. В этом случае предъявляется требование по обеспечению равенства напряжения и электрической мощности, вырабатываемой на каждом из контуров газотурбинного преобразования.

Особенностью совместной работы нескольких модулей газотурбинного преобразования, работающих по замкнутому циклу Брайтона, объединенных по газовым трактам единой нагревательной установкой, является то, что в этом случае источник тепловой энергии выполняет одновременно роль собирающего и раздающего коллектора газообразного теплоносителя.

При наличии внешних возмущающих факторов в одном из модулей через общий коллектор возмущающие воздействия передаются другому модулю, вызывая изменение состояния термодинамических параметров теплоносителя во всей замкнутой системе преобразования энергии. При этом вся система асимптотически стремится занять новое равновесное состояние.

В данной работе предлагаются методы аналитического и численного исследования установившихся режимов работы при отклонении параметров модулей газотурбинного преобразования от номинальных значений [2, 3].

Наличие таких исследований позволяет оценить влияние конструктивных параметров на работу контура преобразования и уточнить требования к их разбросу.

Литература

- [1] Каревский А.В., Терехов Д.Н. Расчетные исследования параметров замкнутых газотурбинных установок космического назначения на различных режимах работы // XLI Академические чтения по космонавтике. М., 2017. С. 74.
- [2] Гликман Б.Ф. Математические модели пневмогидравлических систем. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1986. 368 с.

- [3] Чернаков В.В., Иксанов Х.С. Математическое моделирование космической энергоустановки на основе замкнутого газотурбинного цикла Брайтона на переходных режимах работы // XLI Академические чтения по космонавтике, Москва, 2017. С. 73–74.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ В ГИДРАВЛИЧЕСКИХ ТРАКТАХ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Н.В. Катунин

katunin@kerc.msk.ru

Х.С. Иксанов

101310-3@kerc.msk.ru

А.Г. Цветков

101310-3@kerc.msk.ru

В.В. Чернаков

101310-3@kerc.msk.ru

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»

Рассмотрены вопросы, возникающие при математическом моделировании разветвленной пневмогидравлической системы обеспечения температурного режима космического аппарата, и предложены способы их решения.

Создание космических энергоустановок большой мощности является важнейшей задачей для дальнейшего освоения космического пространства. Для функционирования подобных установок в космическом пространстве большое значение приобретает задача отвода тепла от составных частей космического аппарата, в частности, отвода тепла от компонентов энергоустановки. Для решения этой задачи используется система обеспечения теплового режима (СОТР).

СОТР представляет собой разветвленную пневмогидравлическую систему с жидким или газообразным теплоносителем. Для обеспечения расчетного теплосъема с компонентов энергоустановки при заданных массогабаритных характеристиках нужно определить потребный массовый расход теплоносителя по трактам СОТР на различных режимах.

В данной работе предлагается метод численного решения гидростатической задачи для разветвленной пневмогидравлической системы, представленной графом с нелинейными связями [1, 2]. Преимущества метода заключаются в возможности решения нелинейных уравнений, описывающих гидравлические свойства трактов СОТР, следовательно, метод позволяет использовать экспериментальные зависимости [3] и ресурсоемкое численное моделирование сложных элементов (например, решение уравнения Навье — Стокса с моделями турбулентности) [4] для решения всей пневмогидравлической системы.

Рассмотрен вопрос возникновения нестационарных явлений на переходных режимах и намечены пути для их дальнейшего математического моделирования.

Литература

- [1] Тимофеев Ю.М., Халатов Е.М. Библиотека моделей для динамических расчетов гидро- и пневмосистем // XLII Академические чтения по космонавтике. М., 2018.
- [2] Гликман Б.Ф. Математические модели пневмогидравлических систем. М.: Наука. Гл. ред. физ-мат. лит., 1986. 368 с.
- [3] Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / под ред. М.О. Штейнберга. М.: Машиностроение, 1992.

- [4] Пелевин Ф.В., Пономарев А.В., Орлин С.А. Моделирование теплообмена и гидродинамики в различных технических устройствах с межканальной схемой движения теплоносителя сквозь пористые материалы // XLII Академические чтения по космонавтике, М., 2018.

МОДЕРНИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ТРАНСПОРТНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ ПУТЕМ ПОВЫШЕНИЯ ТЕРМОЭМИССИОННОЙ СПОСОБНОСТИ ВНЕШНИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ЛОПАТОК ЕГО ТУРБИНЫ

А.В. Колычев

migom@mail.ru

В.А. Керножицкий

vakern@mail.ru

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

На основе разрабатываемых в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова термоэмиссионных методов тепловой защиты и охлаждения предлагается модернизировать ГП путем обеспечения высокой термоэмиссионной способности лопаток турбин и других горячих элементов.

В настоящее время в РФ ведется разработка транспортно-энергетического модуля (ТЭМ) с газотурбинным преобразователем (ГП) тепловой энергии в электрическую энергию. В перспективе и на данной основе планируется создание крупногабаритных транспортных систем межпланетного класса.

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

На основе разрабатываемых в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова термоэмиссионных методов тепловой защиты и охлаждения предлагается модернизировать ГП путем обеспечения высокой термоэмиссионной способности лопаток турбин и других горячих элементов.

В этом случае появляется возможность снизить их температуру, температурные напряжения и деформации в процессе длительного функционирования ГП, что положительно скажется на ресурсе и надежности ГП и ТЭМ в целом. Кроме того, повысится энергетическая эффективность системы в целом за счет дополнительного преобразования тепловой энергии нагрева элементов турбины ГП в электрическую энергию.

Разработка защищена патентами. Причем патент на изобретение №2573551 входит в список «100 лучших изобретений России 2015 года». Первая публикация по данной тематике за рубежом за авторством научных сотрудников Lockheed Martin вышла во время, когда у авторов уже были патенты на изобретения.

В рамках экспериментальных исследований было зафиксировано в среднем снижение температуры образцов из жаропрочных сплавов на 45...55 °С, в том числе и тех, из которых изготавливаются лопатки газовых турбин.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИКИ ЭПИТАКСИАЛЬНОГО РОСТА ПОЛУПРОВОДНИКОВОЙ СТРУКТУРЫ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ НА ОСНОВЕ МАТЕРИАЛОВ AIIIIV

А.А. Лебедев^{1,2}

А.А. Смирнов^{1,2}

Д.А. Гуляева¹

С.А. Цыникин¹

А.А. Наумова^{1,2}

otdel_17@npp-kvant.ru

otdel_17@npp-kvant.ru

otdel_17@npp-kvant.ru

otdel_17@npp-kvant.ru

otdel_17@npp-kvant.ru

¹ АО «НПП «Квант»

² НИТУ «МИСиС»

С целью изучения газодинамики в реакторах МОСГФЭ вертикального типа, определяющей равномерность состава и толщины слоев генерирующей полупроводниковой (п/п) структуры фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) на основе материалов AIIIIV и, как следствие, основные параметры будущего прибора космической техники, проведено построение виртуальной модели ростовой камеры, разработан алгоритм пересчета технологических параметров в начальные и граничные условия расчета, проведено моделирование с учетом вращения подложконосителя, наличия теплового источника, учета распределенного впрыска реагентов.

Метод эпитаксиального роста из газовой фазы с использованием металлоорганических ($\text{Ga}(\text{CH}_3)_3$, $\text{Al}(\text{CH}_3)_3$, $\text{In}(\text{CH}_3)_3$ и др.) и гидридных (AsH_3 , PH_3 и др.) источников (МОСГФЭ), нашедший в настоящее время применение для создания п/п структуры различных приборов микроэлектроники, и в том числе солнечных элементов (СЭ, или ФЭП) солнечных батарей (СБ) космических аппаратов (КА) недостаточно хорошо еще изучен и поддается управлению. С одной стороны, это обусловлено протеканием процессов вдалеке от термодинамического равновесия, с другой — сравнительно большими размерами ростовых камер машин промышленного типа высокой производительности и, как следствие, многофакторным управлением газодинамикой. Это обстоятельство не позволяет получить требуемую воспроизводимость результатов и выход годного на промышленных установках с реакторами вертикального типа при создании сложной многослойной п/п структуры ФЭП типа $\text{InGaP}/\text{InGaAs}/\text{Ge}$ требуемого качества, формируемой из многокомпонентных соединений вида $\text{A}_x\text{B}_{1-x}\text{C}$ ($\text{In}_x\text{Ga}_{1-x}\text{P}$, $\text{In}_x\text{Ga}_{1-x}\text{As}$, $\text{Al}_x\text{Ga}_{1-x}\text{As}$ и др.). В силу высокой стоимости процесса роста оправдано снижение количества необходимых ростовых отладочных процессов в том числе, за счет моделирования процесса с использованием современных систем автоматизированного проектирования (САПР) [1].

На основе выполненных обмеров ростовой камеры машины МОСГФЭ Veeco E450 с реактором вертикального типа и распределенным впрыском реагентов была создана виртуальная трехмерная модель в САПР SolidWorks. Модель представляет собой сборку из нескольких основных деталей: цилиндрического корпуса (воспроизводит внутреннюю стенку ростовой камеры), круглой крышки с отверстиями для впрыска реагентов (совмещена в модели с рассекателем газовых потоков), стола на ножке (столешница является тепловым источником, имитирует ленточный трехзонный нагреватель, учтено вращение стола с подложконосителем), подложконосителя, подложек, уложенных в карманы на подложконосителе (толщиной 150 или 600 мкм, диаметром 100 мм), круглого дна (являющегося стоком для газов). При построении модели были сделаны некоторые упрощения: не воспроизведены смотровые окна, проемы загрузки и выгрузки подложконосителя и закрывающие их экраны, упрощена геометрия ножки стола и дна камеры, упразднен рассекатель потока — в крышке вместо

точечного впрыска созданы области впрыска, являющиеся однородными по скорости потока источниками (т. е. использовано приближение о равномерном распределении потока по площади за счет наличия на его пути рассекателя при движении от точечного впрыска в крышке в ростовую камеру). Сделанные упрощения призваны сократить время, необходимое для моделирования, поскольку предполагается систематическое проведение расчетов перед запуском технологического процесса с целью проверки конкретных технологических параметров, индивидуальных для каждого слоя. Возможность использования упрощений обоснована сравнительно высокими скоростями течения газовых потоков и большим общим расходом реагентов, удаленностью упрощенных элементов от экспериментально значимой расчетной области.

Для задания начальных и граничных условий (расхода реагентов на входе для каждой из 33 областей-источников, температуры, давления, скорости вращения и др.) был разработан алгоритм пересчета технологических параметров, содержащихся в рецептах роста.

Для анализа полученных в приложении SolidWorks FlowSimulation результатов моделирования газодинамической картины использовано разработанное ранее специальное программное обеспечение (ПО) SWCA [2]. Это ПО позволяет загружать экспериментальные данные, представленные в виде карт — распределения какого-либо свойства по площади образца (пластины) одновременно для нескольких образцов, созданных в одном процессе роста и располагать в виртуальной структуре ростовой камеры реактора, согласно их реальному расположению. Такой функционал позволяет визуализировать экспериментальные данные, свидетельствующие о равномерности слоев (по толщине, составу). Равномерность по толщине задается однородностью скорости роста в разных зонах ростовой камеры, определяемой преимущественно равномерным распределением прекурсоров $\text{Ga}(\text{CH})_3$, $\text{Al}(\text{CH})_3$, $\text{In}(\text{CH})_3$ и др. — источников элементов III группы периодической системы химических элементов. Соответственно, визуализация газодинамической картины в ростовой камере для конкретных условий роста в сопоставлении с визуализацией экспериментальных данных, полученных в ходе измерения образцов, которые были созданы при этих технологических параметрах позволяет делать заключение об адекватности и применимости модели.

Таким образом, в ходе работы создана модель ростовой камеры реактора МОСГФЭ вертикального типа [3], подтверждена принципиальная возможность проведения моделирования газодинамики в приложении SolidWorks FlowSimulation с учетом основных технологических параметров (вращение стола с подложконосителем со скоростью 500 об/мин, температура подложконосителя 650 °С, распределенный впрыск реагентов, согласно указанным в технологическом рецепте распределениям, общий суммарный расход газов на уровне 80 л/мин, давление 50 мбар и др.), создан алгоритм пересчета технологических параметров в начальные и граничные условия расчета и сопоставления с экспериментальными данными, (с помощью ПО SWCA). Полученный положительный результат позволяет перейти к отработке моделирования на серии экспериментальных результатов. Также интересным представляется создание аналогичной модели для реактора горизонтального типа и проведение сравнительных расчетов, что может быть полезным при принятии решения о типе и параметрах (размерах, загрузке и др.) разрабатываемых отечественных машин МОСГФЭ промышленного типа.

Литература

- [1] Достижение высокой однородности эпитаксиального роста слоев $\text{In}_x\text{Ga}_{1-x}\text{P}$, $\text{In}_x\text{Ga}_{1-x}\text{As}$ фотопреобразователей на установке МОСГФЭ промышленного типа / А.А. Лебедев, А.А. Наумова, А.А. Смирнов и др. // Электронные и электромеханические системы и устройства: тез. докл. науч.-техн. конф. молодых специалистов. Томск, 12–13 апреля 2018 г. Томск, 2018.

- [2] Лебедев А.А., Цыникин С.А., Леднев А.М. Система сопровождения технологии изготовления фотопреобразователей космического назначения на основе соединений AlIBV // Электронные и электромеханические системы и устройства: тез. докл. науч.-техн. конф. молодых специалистов. Томск, 12–13 апреля 2018 г. / АО «НПЦ «Полус». Томск, 2018.
- [3] Лебедев А.А., Гуляева Д.А. Построение виртуальной модели ростовой камеры реактора МОСГФЭ, используемого при создании фотоэлектрических преобразователей космического назначения // Тез. докл. XXI Науч.-техн. конф. молодых ученых и специалистов ПАО «РКК “Энергия” им. С.П. Королёва». Королёв, 2017. 320 с.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ АЭРОГАЗОДИНАМИКИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Е.С. Студенников studennikov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Исследованы газодинамические особенности обтекания простейших аэродинамических элементов конструкции, таких как конус, сфера, цилиндр и их комбинации. Рассмотрены возможности комплекса численного моделирования ANSYS CFX для определения тепловых воздействий на гиперзвуковой летательный аппарат (ГЛА) во время движения его по траектории. Для расчета применена модель совершенного газа.

Поверхности летательных аппаратов, входящих на высоких скоростях в плотные слои атмосферы, испытывают большие перепады температур, а также интенсивные тепловые потоки. Определение закономерностей вышеуказанных тепловых характеристик необходимо для разработки тепловой защиты летательных аппаратов.

Для определения характеристик теплообмена на поверхности гиперзвукового летательного аппарата и исследования течений в возмущенной области перед обтекаемым затупленным телом численно решается система уравнений неразрывности, Навье-Стокса и теплопроводности для среды неизменного состава [1], что позволяет определить поля температур и чисел Маха, а также распределение давлений по поверхности тела.

В данной работе рассматривается задача обтекания сферы, конуса, а также цилиндров со сферической и конической носовыми частями. Расчет производится с помощью пакета конечно-элементного анализа Ansys CFX.

В качестве модели переноса энергии была выбрана модель переноса энтальпии, включающая кинетические энергетические эффекты. Для расчета отрывных турбулентных течений применялась модель сдвиговых напряжений Ментера, основанная на комбинации моделей $k-\omega$ и $k-\varepsilon$. Эта модель дает высокоточные предсказания начала разделения потока при неблагоприятных градиентах давления.

В качестве входной и выходной границ расчетной области были выбраны сферическая и плоская поверхности соответственно. Решение производится в осесимметричной постановке, что позволяет значительно снизить количество расчетных элементов, и, следовательно, сэкономить вычислительные ресурсы.

Сравнительный анализ численного моделирования полей течения показывает хорошее согласование с экспериментальными данными [2].

Полученные результаты могут быть использованы при разработке новых численных методов расчетов полей течения [3, 4], а также компоновок гиперзвуковых летательных аппаратов и систем тепловой защиты.

Литература

- [1] Суржиков С.Т. Метод расчета сверхзвукового обтекания сферы на основе AUSM конечно-разностных схем // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2005. Вып. 3 (60). С. 7–34.
- [2] Савкина Н.В., Биматов В.И., Христенко Ю.Ф. Расчет обтекания и аэродинамических характеристик острого конуса на основе решения прямой задачи нелинейной аэробаллистики // Вестник Томского государственного университета. 2014. № 1 (27). С. 110–116.
- [3] 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. 2-е изд. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. 328 с.
- [4] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. Approximate method for calculating convective heat flux on the surface of bodies of simple geometric shapes // Journal of Physics: Conference Series. 2017. V. 815. P. 012024.

АНАЛИЗ ГРАНИЦ ВОЗМОЖНОГО ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ В ГАЗООБРАЗНОМ МЕТАНЕ ПРИ ЕГО ЕСТЕСТВЕННОЙ И ВЫНУЖДЕННОЙ КОНВЕКЦИИ

В.А. Алтунин¹

altspasevi@yahoo.com

К.В. Алтунин¹

altspasevi@yahoo.com

М.Р. Абдуллин¹**М.Л. Яновская**²¹ КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань² ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

На основе результатов экспериментальных исследований показаны возможности и границы влияния электростатических полей на позитивные и негативные процессы в газообразном метане в условиях его естественной и вынужденной конвекции при различных термодинамических условиях его эксплуатации в наземных, воздушных, аэрокосмических и космических двигателях и энергоустановках.

Известно, что запасов нефти в нашей стране осталось на 50 лет, а природного газа — на 200 лет. Именно поэтому Правительством РФ было принято решение (до 2025 года) о постепенном переводе двигателей и энергоустановок наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования на газообразные углеводородные горючие и охладители. В связи с этим возникает необходимость в глубоких и всесторонних экспериментальных исследованиях тепловых процессов, например, в газообразном метане [1, 2].

Обзор и анализ научно-технической литературы показал, что в настоящее время недостаточно сведений:

- о способах борьбы с осадкообразованием в газообразном метане;
- о способах интенсификации теплоотдачи к углеводородным газообразным горючим и охладителям при помощи магнитных и электростатических полей в условиях естественной и вынужденной конвекции;
- о методиках расчета тепловых процессов в газообразном метане;
- о методиках расчета и проектирования новых двигателей и энергоустановок на газообразных углеводородных горючих и охладителях;
- о влиянии магнитных и электростатических полей на тепловые процессы в газообразном метане.

Для проведения фундаментальных исследований влияния магнитных и электростатических полей на тепловые процессы в газообразном метане были созданы экс-

периментальные установки по его естественной и вынужденной конвекции, подробно показанные в докладе.

В ходе опытов в условиях естественной конвекции газообразного метана обнаружено, что включение в работу различных магнитных полей, изменение их направленности и полярности не привели к каким-либо изменениям процесса теплоотдачи к газообразному метану во всем диапазоне режимных параметров по давлению и температуре. А электростатические поля влияют на увеличения коэффициента теплоотдачи (α) и на предотвращение негативного процесса осадкообразования. Поэтому дальнейшие исследования по вынужденной конвекции метана были проведены только с электростатическими полями.

В докладе на графиках наглядно показаны границы возможного эффективного применения электростатических полей при естественной и вынужденной конвекции газообразного метана.

На основе полученных результатов исследования разработаны и запатентованы [3]:

- новые методики расчета тепловых процессов в газообразном метане при его естественной и вынужденной конвекции без влияния электростатических полей;
- новые методики расчета тепловых процессов в газообразном метане при его естественной и вынужденной конвекции при влиянии электростатических полей;
- новые методики применения электростатических полей в газообразных углеводородных горючих и охладителях;
- новые методики проектирования топливно-охлаждающих систем (рубашек охлаждения и теплообменников, фильтров, каналов, форсунок, насосных систем) без использования и с использованием электростатических полей.

Во всех перечисленных методиках учитывались особенности влияния электростатических полей (и электрического ветра) на теплоотдачу и осадкообразование:

- с учетом обнаруженных зон насыщения;
- с учетом режима включения электростатических полей в работу (в постоянном режиме, в импульсном режиме, без смены и со сменой полярностей на рабочих соосных иглах);
- с учетом размеров и конфигурации рабочих участков (электродов);
- с учетом расстояния между рабочими соосными иглами и подаваемого высоковольтного напряжения на отдающую иглу;
- с учетом давления и скорости прокачки газообразного метана.

Применение результатов исследований позволит проектировать, создавать и эксплуатировать двигатели и энергоустановки наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования повышенных характеристик по ресурсу, надежности, эффективности и экологичности [4].

Таким образом, авторами значительно расширены области применения электростатических полей в различных средах и условиях. Открывается возможность эффективного использования электростатических полей не только для создания и эксплуатации электроракетных двигателей, но и для других двигателей и энергоустановок, работающих на жидких и газообразных углеводородных горючих и охладителях.

Литература

- [1] Алтунин В.А. Исследование влияния электростатических и магнитных полей на особенности теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям. Кн. 2. Казань: Изд-во «Казанский государственный университет им. В.И. Ульянова-Ленина», 2006. 230 с.
- [2] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Яновская М.Л. Создание экспериментальной базы для расчета двигателей и энергоустановок наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования на газообразном метане // Матер. докл. 53-х Науч. чтений памяти К.Э. Циолковского. РАН. РАКЦ, Калуга: Изд-во АКФ «Политоп», 2018. С. 123–124.

- [3] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Коханова Ю.С., Куимов Е.С., Яновская М.Л. Разработка методик расчета тепловых процессов в газообразном метане при влиянии электростатических полей // Матер. докл. междунар. науч.-техн. конф. «Проблемы и перспективы развития двигателестроения», посвященной Генеральному конструктору аэрокосмической техники академику Н.Д. Кузнецову. Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. С. 238.
- [4] Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Коханова С.Я., Коханова Ю.С., Новиков С.Н. Исследование тепловых процессов в газообразном метане для создания перспективных двигателей и энергоустановок наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования // Труды 51-х чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секц. № 2 «Проблемы ракетной и космической техники». Калуга, 20–22 сентября 2016 г. РАН. РАКЦ. Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2017. С. 169–177.

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ЭЛЕКТРОНОВ С ЧАСТИЦАМИ ПЛАЗМЫ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ

И.П. Назаренко

В.М. Гаврюшин

К.В. Евдокимов

k208_gvm@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрено состояние разреженной плазмы в стационарном плазменном двигателе. На основе теоретических представлений проведен анализ и показаны особенности различных видов взаимодействия заряженных частиц в плазме низкого давления.

На состояние разреженной плазмы в стационарном плазменном двигателе оказывают влияние параметры электрического и магнитного полей, а также градиенты концентрации и температуры заряженных частиц. Количество соударений электронов с частицами плазмы связано с величиной полного сечения упругого взаимодействия, интенсивность передачи импульса — с величиной транспортного сечения. Для взаимодействий электрон-атом значения полного сечения упругого рассеяния в 2–4 раза может превышать значения транспортного сечения. Для упругих соударений электрон-электрон и электрон-ион с учетом дальнедействующего характера кулоновских сил и использования «обрезанного» кулоновского потенциала различие между значениями полного сечения упругого рассеяния и транспортного сечения может достигать нескольких порядков.

В работе приводятся зависимости полного и транспортного сечений упругого рассеяния заряженных частиц и длин пробега при варьировании концентрации и температуры в пределах, характерных для состояния плазмы в стационарных плазменных двигателях.

Литература

- [1] Архипов А.С., Ким В.П., Сидоренко Е.К. Стационарные плазменные двигатели Морозова. М.: Изд-во МАИ, 2012. 292 с.
- [2] Мичнер М., Кругер Ч. Частично ионизованные газы. М.: Мир, 1976. 496 с.
- [3] Шкаровский И., Джонстон Т., Бачинский М. Кинетика частиц плазмы. М.: Атомиздат, 1069. 396 с.
- [4] Месси Г., Бархоп Е. Электронные и ионные столкновения. М.: Иностранная литература, 1958, 605 с.

ГЕЛИКОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ НА ЗАБОРТНОМ ВОЗДУХЕ КАК УСПЕШНОЕ РЕШЕНИЕ ДЛЯ ПОДДЕРЖАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОРБИТАХ ДО 200 КМ

А.И. Шумейко
В.Д. Телех

shumeikoandrei1995@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В работе рассмотрены вопросы использования геликонного двигателя на забортом воздухе для поддержания малого космического аппарата (МКА) на низкой околоземной орбите. Показано, что применение такого двигателя является успешным решением для поддержания на орбитах до 200 км МКА с поперечными сечениями до $S_{КА} = 1 \text{ м}^2$ и коэффициентом формы $c_f \leq 3$.

Одной из проблем, возникающих при проектировании низкоорбитального МКА, является наличие аэродинамической силы, тормозящей его при полете в верхних слоях атмосферы. Например, для космического аппарата (КА) на высоте 200 км с коэффициентом формы $c_f = 3$ и площадью поперечного сечения $S_{КА} = 1 \text{ м}^2$ сила аэродинамического сопротивления составит 18 мН.

Двигатели КА должны непрерывно работать, поддерживая заданную высоту орбиты, при этом время жизни КА ограничено запасом рабочего тела. Накладываемые ограничения на массу и размеры МКА делают невозможным использование непрерывно работающих электроракетных двигателей (ЭРД), которым требуется запас рабочего тела на борту МКА.

Применения на МКА ЭРД на забортом воздухе может изменить ситуацию [1, 2, 3]. Одним из вариантов ЭРД, работающих на забортом воздухе, которые активно исследуются в последние годы, является геликонный двигатель [1]. Основными преимуществами геликонных двигателей являются без электродный метод ускорения плазмы [1,2] и отсутствие необходимости в катод-нейтрализаторе [1, 2, 4]. Оба этих преимущества играют важную роль в использовании забортного воздуха в качестве рабочего тела, т.к. содержащийся в атмосфере кислород резко уменьшает ресурс как применяемых на сегодняшний день катодов-нейтрализаторов ионных и холловских двигателей, так и ускоряющих электродов (например, в ионных двигателях) [2].

На высоте 200 км при площади поперечного сечения воздухозаборника $S_B = 0,3 \text{ м}^2$ расход воздуха может составить 1,5 мг/с. Тяговый КПД η_T для двигателей с геликонным источником плазмы в работах, выполненных в последние годы, составлял 10...40 % [1, 2]. Примем, что $\eta_T = 30 \%$. Плазма в геликонных источниках является практически полностью ионизированной (95 %) [3], поэтому можно принять коэффициент использования рабочего тела $\beta = 0,95$. При заданном значении требуемой тяги двигателя $F = 18 \text{ мН}$, требуемая мощность, введенная в объем плазмы, оцениваемая по методике из работы [1], должна составлять 350 Вт.

Геликонный источник плазмы состоит из трех основных узлов: антенна для ввода ВЧ-излучения в плазму, газоразрядная трубка из диэлектрического материала, магнитная система для создания постоянного продольного магнитного поля [4]. Магнитная система может состоять как из постоянных, так и электромагнитов. От величины постоянного магнитного поля зависит распределение электрического поля в трубке, длина антенны и длина поглощения энергии геликонных волн (моды $m = 0$ или $m = 1$ также зависят от геометрических характеристик антенны и газоразрядной трубки). Используя следующие исходные данные: генерация $m = 1$ моды, длина антенны 0,1 м, диаметр трубки 0,05 м, длина поглощения энергии геликонных волн 0,1 м, и с учетом условия

генерации геликонных волн и ускорения плазмы в магнитном сопле, можно получить, что требуемая величина индукции магнитного поля составит не более 0,05 Тл. Для создания такой величины B_0 при использовании электромагнитов требуется не более 50 Вт мощности. Величина мощности, подводимой к антенне, вследствие потерь в линии ВЧ-генератор — антенна, должна превышать требуемую мощность, вводимую в объем плазмы, на 5...10 %. Таким образом, для поддержания МКА в рассматриваемых условиях потребуется не более 450 Вт мощности, подводимой к геликонному двигателю на забортом воздухе.

Таким образом, геликонный двигатель на забортом воздухе может успешно конкурировать по величине требуемой мощности и ресурсу (вследствие отсутствия электродов и катода-нейтрализатора) с ионными [2] и холловскими [3] двигателями при выборе двигательной установки для поддержания МКА на низкой околоземной орбите.

Работа проводится на базе уникальной научной установки (УНУ) «Пучок-М».

Литература

- [1] Little J.M., Choueiri E.Y. Phys. Plasmas 20, 103501. 2013.
- [2] Navorro-Cavalle J., Ahedo E., Merino M., Gomez V., Ruiz M. Helicon Plasma Thrusters: prototypes and advances on modeling // IEPС Paper. 2013. Vol. 285.
- [3] 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: научное издание. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2016. № 12. С. 57–71. DOI: 10.7463/1216.0852758
- [4] Chabert P., Braithwaite N. Physics of Radio-Frequency Plasmas. Cambridge, U.K.: Cambridge Univ. Press, 2011.

СТОЙКОСТЬ МОЛИБДЕНА И МЕДИ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ИОННЫХ ПОТОКОВ В ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВКАХ НА ЗАБОРТНОМ ВОЗДУХЕ

В.А. Рязанов
С.О. Шилов

rzn@bmstu.ru
s.shilov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Стойкость материала к воздействию ионных потоков является важным параметром при проектировании элементов электроракетных двигательных установок. Получены эффективные коэффициенты катодного распыления меди и молибдена при воздействии ионов азота и кислорода, а так же проведено сравнение с распылением в потоке ионов аргона. Представлены изображения поверхности материалов после взаимодействия с ионными потоками.

Низколетящие космические аппараты (КА) уверенно занимают лидирующую позицию по количеству запусков. Чаще всего в их составе отсутствует двигательная установка (ДУ), которая позволяет компенсировать торможение аппарата об остаточную атмосферу. Поэтому срок существования таких КА недолог (1–5 месяцев). Применение двигательной установки удорожает стоимость спутника и увеличивает выводимую на орбиту массу либо уменьшает массу полезной нагрузки. При этом время жизни КА ограничено запасом рабочего тела. В качестве двигательной установки, лишенной

этих недостатков, рядом авторов предлагается использовать электроракетную двигательную установку (ЭРДУ), работающую на забортом воздухе [1, 2].

Воздействие потоков ионов реактивных газов с энергией 200...600 эВ на элементы ЭРД и КА изучено плохо. Применение в качестве рабочего тела ЭРД смеси атмосферных газов, в отличие от ксенона, может привести к образованию химических соединений на поверхности элементов ЭРДУ и КА. При этом возможно ускорение эрозии элементов двигателя и КА.

Данная работа посвящена исследованию стойкости молибдена и меди, которые используются в ЭРД при воздействии ионных потоков азота и смеси азот-кислород в пропорции 2 к 1. Ранее авторами исследовались эффективные коэффициенты распыления молибдена ионами смеси азота и кислорода [3]. Однако экспериментальные данные были получены для потоков ионов со средней энергией от 400 до 550 эВ. В двигателях с анодным слоем и стационарных двигателях, где молибден может применяться в качестве накладок на полюса магнитной системы, энергия ионов не превышает 400 эВ.

В работе [4] представлена методика ускоренных эрозионных испытаний элементов ЭРД, в качестве одного из функциональных материалов предложено использовать медь. Однако в литературе отсутствуют экспериментальные данные по коэффициентам распыления меди ионами азота и кислорода, а так же их смеси.

В качестве моделирующего устройства для изучения воздействия ионных потоков на материалы использовалась магнетронная распылительная система (МРС). Данная МРС предназначена для распыления материала катода и позволяет работать в диапазоне давлений от 10^{-2} Па до 10^{-1} Па, со средними плотностями ионного тока j от 100 до 500 А/м² и средними энергиями ионов от 250 до 600 эВ. Источник питания МРС работал в режиме постоянного тока, а напряжение разряда стабилизировалось регулировкой расхода рабочего газа. Эффективный коэффициент распыления определялся по разнице масс до воздействия и после. Так же в работе были проведены исследования изменения топологии поверхности материалов при воздействии ионами аргона и реактивных газов.

Измерения показали, что эффективные коэффициенты распыления молибдена и меди ионами азота и смесью ионов азота и кислорода близки, при этом они значительно меньше эффективных коэффициентов распыления ионами аргона (для молибдена — в 10 раз, для меди — в 3 раза). Очевидно, что относительно коэффициентов распыления выбранных материалов ионами ксенона снижение будет еще больше.

Известно, что в холловских двигателях, использующих смесь азота и кислорода, возрастают ионные потоки на элементы конструкции по сравнению с работой на аргоне и ксеноне. С учетом того, что эффективные коэффициенты катодного распыления при переходе на азот и кислород снижаются, можно заключить, что использование забортного воздуха в качестве рабочего тела не будет оказывать значительного влияния на ресурс элементов ЭРД. Полученные данные могут быть использованы для оценки ресурса элементов ЭРД.

*Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ
в рамках научного проекта № 18-38-00522 мол_а.*

Литература

- [1] 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: научное издание. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2016. № 12. С. 57–71.
- [2] Разработка воздушного прямоточного электрореактивного двигателя для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов / А.И. Еро-

- феев, А.П. Никифоров, Г.А. Попов и др. // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 104–110.
- [3] Эффективные коэффициенты распыления титана, нитрида титана и молибдена ионами азота и смеси азот-кислород / Д.В. Духопельников, В.А. Рязанов, Е.В. Воробьев и др. // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2016. № 12. С. 15–21.
- [4]. Методика визуализации и определения профиля эрозии поверхности, вызванной ионной бомбардировкой / Д.В. Духопельников, Е.В. Воробьев, С.Г. Ивахненко и др. // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2016. № 1. С. 15–21.

ИССЛЕДОВАНИЕ ОКСИДНОГО КАТОДА В КАЧЕСТВЕ БЕЗРАСХОДНОГО КАТОДА-КОМПЕНСАТОРА ЭРД

А.С. Бенклян

benklyanartem@yahoo.com

А.А. Ляпин

laa1@bmstu.ru

Г.К. Клименко

gkklimenko@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В данном исследовании проводились испытания лабораторной модели термоэмиссионного оксидного катода в диодной схеме. Конечной целью данной работы было получение эмиссионных характеристик лабораторной модели и исследование процессов активации эмиттера. Актуальность исследования обусловлена повышенным интересом к возможности применения безрасходных термоэмиссионных катодов в качестве катодов-компенсаторов электроракетных двигателей (ЭРД).

Для нормальной работы ионного двигателя необходим катод-компенсатор (КК), поставляющий поток электронов для нейтрализации объемного положительного заряда струи ионов, истекающих из ЭРД. В катодах-компенсаторах современных двигателей применяют плазменные катоды, для работы которых необходимо рабочее вещество, которое непосредственно не создает тяги, но обеспечивает возникновение плазменного «мостика» между КК и струей ионов для транспортировки электронов и дополнительно нагревает эмиттер за счет ионной бомбардировки, позволяя снизить мощность нагревателя КК.

При использовании безрасходного катода-компенсатора (БКК) необходим постоянно работающий нагреватель катода и эффективный эмиттер электронов. Наиболее эффективными эмиттерами в настоящее время являются оксидные катоды, дающие высокую плотность тока эмиссии при умеренных температурах и достаточном ресурсе работы [1]. Одним из недостатков оксидных катодов является необходимость его активирования после нахождения в воздушной среде перед началом его работы в космосе (в вакууме). Поэтому для БКК должна быть предусмотрена и проведена операция активирования эмиттера перед началом эксплуатации БКК и ЭРД. Для проведения этой операции должны быть предусмотрены все необходимые действия и устройства. Для исследования процессов активирования такого катода разработана и изготовлена лабораторная модель БКК.

Модель БКК содержит корпус, в котором закреплен катод с эмиттером и нагревателем, а также коллектор–анод. На коллектор подается положительный потенциал относительно катода, и по величине, пришедшего на него, тока оценивалась эмиссия с катода.

Эмиттер представлял собой многослойную навивку из вольфрамовой проволоки, намотанную на вольфрамовый керн. Полученный эмиттер имел развитую рабочую поверхность. В зазоры между витками помещалась суспензия, состоящая из карбоната бария и нитролака, выступающего в роли биндера. Керн являлся прямонакальным

нагревателем. Впоследствии, при нагреве в вакууме, проходила реакция разложения карбоната бария на оксид бария с выделением углекислого газа [2].

Перед началом испытаний был установлен зазор 2 мм между эмиттером и коллектором–анодом.

Модель БКК размещалась в вакуумной камере при давлении $(2,6...3,6) \cdot 10^{-3}$ Па, к нагревателю подводился постоянный ток в диапазоне 0...18,1 А, при напряжении накала в диапазоне 0...7,2 В, на коллектор–анод подавалось постоянное напряжение в диапазоне 0...400 В, и измерялся эмиссионный ток. Температура эмиттера регулировалась током накала и измерялась оптическим пирометром типа КМ, в диапазоне температур 600...1260 °С.

Была получена зависимость эмиссионного тока от приложенного между эмиттером и коллектором–анодом напряжения, температуры эмиттера и времени выдержки эмиттера при определенных режимах (температура и напряжение).

Испытания начинались с активации эмиттера «температурой» (прогревом эмиттера). Прогрев осуществлялся ступенчато, с постепенным повышением мощности накала. В процессе прогрева наблюдалось резкое ухудшение вакуума в камере, вызванное выгоранием биндера и разложением карбоната бария. По завершению обезгаживания эмиттера давление в камере установилось на уровне $(2,6...3,6) \cdot 10^{-3}$ Па. Процесс активации эмиттера «температурой» наблюдался так же и после обезгаживания эмиттера: при неизменной температуре эмиттера и напряжении между эмиттером и анодом наблюдался постепенный рост эмиссионного тока.

Был выявлен процесс активации эмиттера по времени: при выдержке эмиттера при фиксированной температуре эмиттера, мощности накала и постоянном напряжении между эмиттером и коллектором–анодом, значение тока эмиссии постепенно повышалось.

Полученные экспериментальные данные согласуются с законом Ричардсона — Дешмана [3].

В ходе испытаний был выявлен процесс активации эмиттера «напряжением». Данное явление наблюдалось в широком диапазоне температур и заключалось в следующем: при постоянной температуре эмиттера и мощности, вкладываемой в нагрев эмиттера, значения тока эмиссии увеличивались в 1,5–2,5 раза после кратковременного повышения напряжения между эмиттером и коллектором–анодом и последующим понижением напряжения до исходной величины. Так, например, при температуре эмиттера 1014 °С и напряжением между коллектором–анодом и эмиттером 150 В, значение тока термоэлектронной эмиссии составляло 130 мА, а после повышения напряжения до 250 В, с последующим понижением напряжения до тех же 150 В, ток термоэлектронной эмиссии составил 290 мА.

По проделанной работе можно сделать следующие выводы:

– была разработана, изготовлена и испытана конструкция лабораторной модели БКК с развитой поверхностью;

– были исследованы процессы активации оксидного катода. Также, кроме известного процесса активации оксидного катода нагревом, был обнаружен процесс дополнительной стимуляции активации оксидного катода «напряжением», заключающийся в кратковременном повышении напряжения между эмиттером и коллектором–анодом.

Литература

- [1] Дюбуа Б.Ю., Королёв А.Н. Электровacuумные приборы. Современные эффективные катоды // Электронная техника. Сер. 1. СВЧ-техника. 2011. Вып. 1 (508). С. 5–24.
- [2] Евстигнеев С.И., Ткаченко А.А. Катоды и подогреватели электровacuумных приборов. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Высшая школа, 1975. 196 с.
- [3] Райзер Ю.П. Физика газового разряда. 2-е издание, перераб. и доп. М.: Наука, 1992. 536 с.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАЗРАБОТКИ СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ МАСШТАБА СПД-100ВТ НА УДВОЕННОЙ ТЯГЕ

В.П. Ким¹

Г.А. Попов¹

Р.Ю. Гниздор²

Д.П. Грдличко¹

Д.В. Меркурьев¹

Е.А. Шилов¹

А.Ю. Купреева¹

В.С. Захарченко¹

merckuriev.denis@yandex.ru

¹ НИИ МПЭ МАИ, Москва

² ФГУП «ОКБ Факел», Калининград

В результате применения новых методов по формированию слоя ионизации и ускорения (СИУ) в ускорительном канале стационарного плазменного двигателя (СПД), приводящие к снижению потери ионов на его стенках, был создан образец двигателя СПД-100ВТ с тягой, значительно превышающей уровень тяги серийных двигателей.

Серийные СПД более тридцати лет применяются в системах коррекции орбиты геостационарных спутников. Двигатель СПД-100, разработанный в ОКБ «Факел» при научной поддержке МАИ и НИИ ПМЭ МАИ, широко применяется как на отечественных космических аппаратах (КА), так и на зарубежных. В тоже время сегодня актуальным является применение СПД для межорбитальной транспортировки и довыведения КА на целевые орбиты, что в свою очередь требует разработки двигателя с промежуточным значением тяги между серийно выпускаемыми двигателями СПД-100 и СПД-140 (тяга 83 и 280 мН соответственно). Для решения данной задачи (разработка двигателя с тягой в диапазоне 160...180 мН) в МАИ и ОКБ «Факел», в качестве промышленного партнера, ведутся работы по созданию двигателя СПД-100ВТ с разрядной мощностью порядка 3 кВт и тягой не менее 160 мН.

Современные исследования [1] показали, что существует возможность увеличить мощность и тягу двигателя почти в два раза без существенного увеличения его основных размеров. Основное внимание в данных исследованиях сосредоточено на управлении, так называемым, слоем ионизации и ускорения (СИУ), в котором происходят ключевые процессы в СПД.

Первым изменением является вынесение СИУ за пределы плоскости полюсов магнитной системы с одновременным уменьшением его продольной протяженности (толщины). В результате этого решения снижается поток ускоренных ионов на стенки разрядной камеры и соответствующие потери ионов и энергии на их повторную ионизацию. Уменьшение потока ускоренных ионов на стенки камеры обеспечивает возможность увеличения ресурса двигателя, а также ведет к увеличению тягового КПД и удельного импульса тяги при том же разрядном напряжении на режимах с повышенными расходами рабочего газа.

Вторым изменением является выполнение выходной части разрядной камеры конической формы (расширяющейся в выходном направлении), что также способствует уменьшению потерь ионов на стенках с перечисленными выше положительными эффектами. Вынесение СИУ плоскость полюсов с одновременным уменьшением его толщины были реализованы следующими способами. Известно [2], что положение СИУ и, соответственно, зон эрозии определяется распределением радиальной компоненты магнитного поля в ускорительном канале СПД. Таким образом, изменяя топологию магнитного поля в канале можно управлять положением СИУ в канале. Вторым ис-

пользованным методом управлением СИУ в части уменьшения его толщины является зависимость указанной толщины слоя от расхода РТ. В работе [3] показано, что повышение плотности расхода РТ позволяет уменьшить толщину СИУ.

Перечисленные приемы позволили уменьшить протяженность СИУ и вынести его вперед канала. Одновременно с этим геометрия выходной части канала подбиралась таким образом, чтобы СИУ, следовательно, и зоны эрозии полностью располагались на расширенной части канала за плоскостью полюсов. Вместе, введенные изменения создают предпосылки для обеспечения достаточно большого ресурса двигателя при его работе на режимах с повышенной тягой.

Результаты разработки и экспериментальные исследования характеристик лабораторной модели и макетного образца двигателя СПД-100ВТ подтвердили возможность их длительной работы с мощностью разряда 3,0...3,1 кВт без перегрева элементов конструкции и получения тяги на уровне 180 мН, что более чем в 2 раза превышает тягу двигателя серийного СПД-100. При этом удельный импульс тяги во время испытаний составлял не менее 1900 с, на 15...20 % выше, чем у СПД-100, а тяговый КПД был на уровне 60...65 %. Контрольная наработка двигателя СПД-100ВТ длительностью 60 часов подтвердила стабильность его параметров во времени. Анализ эрозии стенок показал, что зоны эрозии расположены за пределами плоскости полюсов магнитной системы. Это обеспечивает возможность повышения ресурса двигателя за счет увеличения толщины выходных торцов стенок.

В результате стендовой отработки двигателя СПД-100ВТ была подтверждена возможность получения высокого уровня тягового КПД и удельного импульса тяги, превышающего соответствующий уровень у двигателя СПД-100, а также предпосылки получения достаточно большого его ресурса на режиме работы с тягой, более чем в 2 раза превышающей тягу серийного двигателя.

Работа выполнена в научно-исследовательском институте прикладной механики и электродинамики Московского авиационного института (национального исследовательского университета) при поддержке Министерства образования и науки РФ в рамках Соглашения о предоставлении субсидии МАИ № 14.577.21.0231. Уникальный идентификатор проекта — RFMEFI57716X0231.

Литература

- [1] Ким В.П. Конструктивные признаки и особенности рабочих процессов в современных стационарных плазменных двигателях Морозова // Техническая физика. 2015. Т. 85, № 3. С. 45–59.
- [2] Mitrofanova O.A., Gnizdor R.Yu. Influence of SPT magnetic field on life time characteristics of the thruster // paper IEPC-2013-51. Proceedings of the 33rd International Electric Propulsion Conference. October 6–10, 2013. The George Washington University, Washington, D.C. USA.
- [3] Ким В.П. О продольном распределении электрического поля в зонах ускорения плазменных ускорителей и двигателей с замкнутым дрейфом электронов // Физика плазмы. 2017. Т. 43, № 4. С. 486–498.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ В ГАЗОРАЗРЯДНОЙ КАМЕРЕ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРИБЛИЖЕННЫХ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ УРАВНЕНИЙ

С.В. Гордеев
С.В. Канев
С.А. Хартов

svyatoslavgordeev@mail.ru

НИИ ПМЭ МАИ

Для совершенствования конструкции высокочастотных ионных двигателей необходимо детально понимать процессы, происходящие при их работе. Математические модели работы таких двигателей могут применяться для лучшего понимания процессов в них, а также для прогнозирования их параметров.

Критерием адекватности модели является ее согласование с экспериментом. Существуют различные подходы к моделированию процессов в высокочастотном ионном двигателе. Они отличаются количеством учитываемых процессов и допущений. К наиболее простым можно отнести модели баланса. Наибольшей точностью отличаются модели, в которых численно рассчитываются распределения параметров плазмы. Такие модели также отличаются достаточно большим объемом вычислений. В данной работе рассмотрен подход к моделированию с использованием приближенных уравнений, описывающих распределения концентраций ионов и нейтральных частиц.

Показаны основные допущения, введенные при получении данных уравнений. В некоторых областях высокочастотного разряда погрешность, вносимая этими допущениями, может достигать 20...30 %. Но так как погрешность исходных данных для моделирования (а именно погрешность определения сечений ионизации) может достигать 40 %, такой подход оправдан. При сравнении результатов моделирования с экспериментальными, получены расхождения, не превышающие 20 %.

Такая модель вполне пригодна для оценки параметров проектируемых двигателей. При этом следует заметить, что точность рассматриваемой модели не позволяет использовать ее для решения задачи оптимизации формы газоразрядной камеры, так как погрешность расчета превышает возможное изменение параметра при изменении формы камеры и сильно зависит этой формы. Погрешность минимальна для камеры, геометрия которой наиболее приближена к сферической.

Для решения задачи оптимизации формы газоразрядной камеры требуется создание модели с более высокой точностью.

ДИАГНОСТИКА ЛОКАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПЛАЗМЫ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ МАГНИТНОЙ СИСТЕМОЙ

В.В. Кожевников
А.В. Мельников
С.А. Хартов

wipeouth@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В работе представлены результаты экспериментального исследования влияния дополнительного постоянного магнитного поля в области высокочастотного разряда на локальные параметры плазмы в одном из поперечных сечений газоразрядной камеры

высокочастотного ионного двигателя с использованием тройного электростатического зонда.

Электроракетные двигатели (ЭРД), характеризующиеся высоким удельным импульсом тяги и малыми расходами рабочего тела (РТ), используются для решения большого количества задач космической техники. На сегодняшний день имеется повышенный интерес к одному из ЭРД с электростатическим механизмом ускорения — высокочастотному ионному двигателю (ВЧ ИД). Принцип работы данного двигателя основан на ионизации рабочего тела в высокочастотном (ВЧ) разряде, последующем ускорении полученных ионов в электростатическом поле ионно-оптической системы (ИОС) и дальнейшей нейтрализации ионного пучка электронами из катода-нейтрализатора.

Использование индукционного безэлектродного разряда позволяет решить проблемы снижения ресурса работы двигателя из-за наличия электродов в объеме газоразрядной камеры, а также упрощает регулировку тяги за счет изменения расхода и подводимой ВЧ мощности. Однако имеется один серьезный недостаток, связанный с повышенными затратами мощности на ионизацию РТ. Одной из причин являются большие потери заряженных частиц рекомбинирующих на стенках газоразрядной камеры (ГРК), что приводит к снижению энергетических характеристик ВЧ ИД. Для снижения этих потерь была исследована возможность улучшения энергоэффективности ВЧ ИД за счет наложения в область ВЧ разряда дополнительного постоянного магнитного поля [1].

В результате проведенных работ были получены положительные результаты. В рамках исследования были изготовлены и испытаны две лабораторные модели ВЧ ИД. Одна из них была с цилиндрической ГРК, с диаметром пучка 10 см и имела двухполюсную дополнительную магнитную систему, а вторая имела полусферическую ГРК, диаметр пучка 8 см и соленоид в качестве источника дополнительного магнитного поля. Наложение дополнительного постоянного магнитного поля в обоих двигателях, почти во всех рабочих диапазонах, приводило к повышению извлекаемого тока ионного пучка при неизменном расходе РТ — ксенона. Коэффициент использования рабочего тела, при некоторых режимах работы, повысился почти на 10 %. Для более подробного понимания влияния дополнительного поля на параметры плазмы ВЧ разряда на одной из моделей были проведены дополнительные исследования.

Целью этого исследования являлась диагностика локальных параметров плазмы в одном из сечений разрядной камеры высокочастотного ионного двигателя при наличии дополнительного магнитного поля в области ВЧ разряда. Диагностика плазмы производилась с помощью зондовых измерений. Для этого была использована лабораторная модель ВЧ ИД с полусферической ГРК, имеющей отверстия для внедрения электростатического зонда. Регистрация локальных параметров плазмы в сечении разрядной камеры производилась с использованием тройного электростатического зонда [2], что позволило обойтись без дополнительных средств компенсации ВЧ-помех.

Для уменьшения искажений зондовых измерений было смоделировано распределение магнитных полей в объеме разрядной камеры и вычислен минимальный ларморовский радиус для электронов s , соответствующей работам [3, 4], средней энергией в 5 эВ. Это помогло определить оптимальную длину коллекторов зонда, составившую 5 мм. В качестве материала коллекторов был выбран устойчивый к распылению и нагреву сплав вольфрама и рения ВР20.

Диагностика локальных параметров плазмы производилась на расстоянии 7 мм от эмиссионного электрода ИОС. Было исследовано три режима работы ВЧ ИД: при расходе ксенона 2,24 ссст, подводимой ВЧ-мощности 60 Вт и потенциалах на эмиссионном и ускоряющем электроде 550 В и 80 В; при расходе 2,87 ссст, ВЧ-мощности 82 Вт и потенциалах на эмиссионном и ускоряющем электроде 650 В и 200 В; и при расхо-

де 3,98 ссст, ВЧ мощности 98 Вт и потенциалах на электродах 750 В и 200 В. С каждого режима работы данные снимались для токов 0, 3, 6 и 9 А в обмотке дополнительного источника постоянного магнитного поля.

Во всех рассматриваемых случаях наличие дополнительного магнитного поля в области ВЧ разряда приводило к повышению концентрации и температуры электронов. Это связано с тем, что продольное постоянное магнитное поле способствует уменьшению потока заряженных частиц в радиальном направлении, то есть снижению потерь энергии электронов, за счет их взаимодействия с боковыми стенками ГРК. Наибольшее влияние наблюдалось в центре разрядной камеры, где индукция дополнительного постоянного магнитного поля максимальна. А наилучшие результаты для всех рассматриваемых режимов работы ВЧ ИД были получены при 9 А тока в обмотке источника дополнительного магнитного поля.

Результатом экспериментального исследования являются полученные с использованием тройного электростатического зонда распределения концентрации и температуры электронов по радиусу одного из поперечных сечений разрядной камеры, позволившие более подробно рассмотреть влияние на параметры плазмы дополнительного постоянного магнитного поля.

Литература

- [1] Мельников А.В., Хартов С.А. Экспериментальное исследование высокочастотного ионного двигателя с дополнительным магнитным полем // Известия РАН. Сер. Энергетика. 2018. № 3. С. 4–11.
- [2] Кожевников В.В. Исследование локальных параметров плазмы в разрядной камере высокочастотного ионного двигателя малой мощности: дис. ... канд. техн. наук. М., 2017.
- [3] Loeb H.W. Principle of Radio-Frequency Ion Thrusters RIT // RIT-22 Demonstrator Test of Astrium ST at University of Giessen. 2010.
- [4] Loeb H.W., Schartner K.H., Weis S., Feili D., Meyer B.K. Development of RIT-Microthrusters // Intern. Astron. Congress. Vancouver. 2004. Vol.. IAC-04-S.4.04.



ПРИКЛАДНАЯ НЕБЕСНАЯ МЕХАНИКА И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ

ВКЛАД Э.Л. АКИМА В ПРОГРАММУ ОСВОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА. К 90-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ

Г.К. Боровин
Ю.Ф. Голубев
Г.С. Заславский
В.А. Степаньянц
А.Г. Тучин

tag@kiam1.rssi.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

14 марта 2019 года исполнится 90 лет со дня рождения выдающегося отечественного ученого, члена-корреспондента РАН Эфраима Лазаревича Акима (1929–2010). Э.Л. Аким входит в число тех лучших представителей науки и техники, чей талант и самоотдача обеспечили начало космической эры: исследование и освоение космического пространства. Особое место в его жизни занимали лунные проекты и полеты к планетам. В начале космической эры развитие шло большими шагами. Осуществлялись проекты, которые в то время казались фантастическими: мягкая посадка на Луну, доставка грунта с Луны на Землю, получение фотографии с поверхности Венеры. Он считал, что вскоре наступит время регулярных полетов на Луну, создания лунной базы, освоения природных ресурсов Луны и изучения других небесных тел в интересах всего человечества.

Вся профессиональная деятельность Эфраима Лазаревича была связана с Институтом прикладной математики, куда он пришел на работу сразу после окончания МГУ. Этот институт был организован выдающимся ученым, долгие годы возглавлявшим Академию наук СССР, Мстиславом Всеволодовичем Келдышем. Для выполнения задач, связанных с управлением космическими аппаратами, в Институте был создан отдел, который возглавил Дмитрий Евгеньевич Охоцимский. В этот отдел пришел на работу Э.Л. Аким. Ему поручили заниматься проблемами навигации. Этот круг проблем определил дальнейшую научную судьбу Э.Л. Акима. Он прошел путь от стажера-исследователя до заместителя директора Института прикладной математики им. М.В. Келдыша, члена-корреспондента РАН. Э.Л. Аким защитил кандидатскую и докторскую диссертации, стал лауреатом Ленинской и трижды лауреатом Государственных премий. Он возглавил Баллистический центр Института прикладной математики и руководил им до конца своей жизни.

Вехи творческого пути Э.Л. Акима неразрывно связаны с программой освоения космического пространства. Первый номер журнала «Космические исследования» открывается фундаментальной статьей Э.Л. Акима и его учителя Т.М. Энеева «Определение параметров движения космического летательного аппарата». В этой объемной статье обобщен опыт определения орбит искусственных небесных тел, полученный еще при первых космических полетах. И хотя с тех пор прошло несколько десятилетий и методы определения орбит совершенствовались несколькими поколениями ученых, на эту основополагающую статью продолжают ссылаться.

Важный этап освоения космического пространства был связан с исследованием Луны. Для осуществления высокоточных расчетов при проектировании орбит требо-

валось знать гравитационное поле Луны. Измерить гравитационное поле можно только косвенно, наблюдая за отклонениями орбит искусственных спутников. Э.Л. Аким и его ближайшим сотрудникам принадлежат пионерские результаты в построении модели гравитационного поля Луны.

Под руководством Э.Л. Акима были выполнены проектные исследования, связанные с навигационным обеспечением полетов к Луне всех наших космических аппаратов («Луна 1–24»). За осуществление первой мягкой посадки на Луну КА «Луна-9» Э.Л. Аким и его коллегам в 1966 г. присуждена Ленинская премия. Наряду с первой мягкой посадкой на поверхность Луны (автоматической станции «Луна-9»), следует отметить и первый искусственный спутник Луны — «Луна-10» и станцию «Луна-16» (Проект «Е-8»), впервые осуществившую забор и доставку на Землю образцов лунного грунта. Лунный грунт доставили на Землю еще два аппарата: «Луна-20» и «Луна-24».

В разгар работ по подготовке лунных экспедиций академики Мстислав Всеволодович Келдыш и Сергей Павлович Королёв приняли совместное решение начать баллистическое проектирование полетов беспилотных КА к Марсу и Венере. Э.Л. Акимом (вместе с Т.М. Энеевым) выполнен анализ динамики движения межпланетных КА, разработана и навигационно обоснована схема первых полетов КА к Венере и Марсу, положенная в основу всех последующих полетов наших КА к этим планетам.

Особо ответственный участок полета — сближение с планетой. При непосредственном участии Э.Л. Акима была разработана схема управления полетом КА на заключительном этапе движения. Построена методика управления работой наземных средств слежения по измерениям доплеровского смещения частоты сигнала КА в припланетном сеансе связи Земли с КА.

К Венере было отправлено 16 аппаратов, в навигационное обеспечения полетов которых Э.Л. Аким внес свой незаменимый творческий вклад. Особо следует отметить работы по созданию первого атласа Венеры, построенного по данным, получаемым с КА «Венера-15» и «Венера-16», находящихся на орбитах искусственных спутников Венеры. Э.Л. Аким предложил для навигационного обеспечения эксперимента по радиокартографированию Венеры использовать измерения радиовысотомера. Под руководством Э.Л. Акима были разработаны математические модели, которые позволили получить точность навигации КА, необходимую для построения качественных изображений планеты и ее рельефа.

Большое международное признание получили работы по оперативному уточнению эфемерид кометы Галлея по данным наших КА «Вега-1» и «Вега-2». Эти уточненные эфемериды обеспечили выведение европейской межпланетной станции «Джотто» к ядру кометы.

До конца жизни Э.Л. Аким сохранил нацеленность на новое, сразу угадывал перспективные направления. Здесь стоит упомянуть о применении систем спутниковой навигации GPS и ГЛОНАСС для определения положения космических аппаратов. Э.Л. Аким сразу увидел здесь принципиально новые возможности определения положения быстро движущихся космических аппаратов. Коллектив Баллистического центра совместно с промышленностью разработал высокоточную автономную систему навигации (АСН) ИСЗ по сигналам GPS и ГЛОНАСС. Для обеспечения надежности работы АСН в космических условиях была проведена ее отработка на аппаратном имитаторе сигналов GPS и ГЛОНАСС. Эфраим Лазаревич был инициатором, организатором и теоретиком этой новой работы.

Вся жизнь Эфраима Лазаревича Акима — это пример беззаветного служения науке. Именем Э.Л. Акима названа малая планета Солнечной системы — астероид (8321) Akim.

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО БОРТОВЫМ ОПТИЧЕСКИМ ИЗМЕРЕНИЯМ НА ОРБИТАХ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЛУНЫ

П.В. Мжельский mzhelskiy@laspace.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Автономное определение параметров движения космического аппарата (КА) является актуальной задачей. Один из способов ее решения — использование бортовых оптических измерений, что подтверждает положительный опыт применения оптической навигации на борту КА «Deep Space 1». Автономная оптическая навигация — это резервный способ навигации в перспективных отечественных лунных миссиях.

Проведено моделирование оптических измерений: угол между направлениями на ориентиры на поверхности Луны.

Рассмотрены источники ошибок оптических измерений:

- погрешность знания положения и скорости;
- погрешность привязки измерений по времени
- засветка планетами, их спутниками, астероидами, кометами;
- отражение света от пыли и других частиц в поле зрения камеры;
- выхлопные газы двигательной установки КА;
- искажения, вызванные работой системы вентиляции на пилотируемых КА;
- эффекты отражения от конструкции КА;
- аппаратурная ошибка оптической системы.

Получена оценка точности определения параметров движения КА на орбитах искусственного спутника Луны: околокруговая орбита с высотой 100 км и эллиптическая орбита с минимальной высотой 18 км и максимальной высотой 100 км.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА БАЗИС-ВЕКТОРА ЛОУДЕНА ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ СХЕМЫ ПРОВЕДЕНИЯ КОРРЕКЦИЙ УДЕРЖАНИЯ КА В ОКРЕСТНОСТИ ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ L2 СИСТЕМЫ СОЛНЦЕ–ЗЕМЛЯ

Е.А. Михайлов mikhaylov@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина», Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

В работе рассматривается космический аппарат (КА), размещенный на орбите в окрестности точки либрации L2 системы Солнце-Земля. Такие квазипериодические орбиты чувствительны к возмущениям и для удержания КА в окрестности точки либрации L2 необходимо регулярное проведение коррекций.

Проведено исследование моментов приложения корректирующих импульсов с целью определения оптимальной схемы проведения коррекций удержания. Теорема Лоудена позволяет определить времена проведения коррекций. В качестве критерия оптимальности принят минимум функционала, содержащий отклонения компонент вектора положения, скорости и массы КА от требуемых значений.

Реализован метод поиска оптимальных импульсов коррекции при фиксированных временах их выдачи. Критерием оптимальности в этом случае выбран максимум времени пребывания КА в заданной окрестности точки L2.

Проведено сравнение результатов двух рассмотренных стратегий выдачи корректирующих импульсов и даны рекомендации по их выбору.

ФОРМИРОВАНИЕ ГРУППЫ МАЛЫХ СПУТНИКОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МАГНИТНОЙ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ

У.В. Монахова^{1,2}

monakhova@phystech.edu

Д.С. Иванов²

danilivanovs@gmail.com

¹ МФТИ (ГУ)

² Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

В работе рассматривается проблема построения группового полета малых спутников сразу после их отделения от ракеты-носителя. В работе предложено децентрализованное управление на основе аэродинамического сопротивления для устранения относительного дрейфа между аппаратами. Управление ориентацией спутника осуществляется с помощью магнитных катушек.

В последнее время для решения ряда фундаментальных и прикладных задач в космосе все большую популярность набирает использование группового полета малых спутников. В групповом полете спутники могут взаимодействовать между собой для достижения общих целей. Основным преимуществом реализации группового полета является повышение эффективности выполняемой миссии: выход из строя одного или нескольких космических аппаратов не влияет на достижение заданной цели оставшейся группы аппаратов. Малые спутники имеют значительные ограничения по массе, топливу и потребляемой энергии, поэтому наиболее интересными являются бестопливные подходы управления относительным движением [1]. Основной сложностью реализации миссий группового полета является навигация и управление относительным движением отдельного аппарата в группе.

Настоящая работа посвящена исследованию децентрализованного управления с помощью аэродинамической силы для формирования и поддержания группового полета малых спутников. Величина аэродинамической силы, действующей на космический аппарат, зависит от его ориентации, поэтому для достижения желаемого относительного движения на борту спутника требуется система управления ориентацией. Наиболее точными являются активные маховичные системы ориентации, однако для них существует проблема насыщения, а также для них требуются определенные энергетические затраты, что не всегда возможно для нано- и фемтоспутников. В настоящей работе рассматривается система управления ориентацией с использованием магнитных катушек для реализации величины аэродинамической силы необходимой для управления. Для достижения ориентации на космическом аппарате обрабатываются только измерения магнитометра [2]. В настоящей работе рассматривается возможность построения и поддержания группового полета малых спутников с использованием магнитных катушек для реализации необходимой ориентации. Поскольку существуют ошибки по скоростям отделения аппаратов от ракеты-носителя, неизбежны относительные дрейфы между спутниками. Для достижения ограничен-

ных относительных траекторий требуется децентрализованное управление с помощью аэродинамических сил.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ №17-01-00449_а.

Литература

- [1] Монахова У.В., Иванов Д.С. Формирование роя наноспутников с помощью децентрализованного аэродинамического управления с учетом коммуникационных ограничений // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2018. № 151. С. 32.
- [2] Ivanov D.S. et al. Advanced numerical study of the three-axis magnetic attitude control and determination with uncertainties // Acta Astronaut. Elsevier. 2017. Vol. 132. P. 103–110.

МЕТОД ОЦЕНКИ ПОГРЕШНОСТИ ВХОДА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРУ ВЕНЕРЫ

А.С. Гаммал

gammal@yandex.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН, ФГУП «МОКБ «Марс»

В работе рассматривается задача определения ошибок параметров входа космического аппарата в атмосферу Венеры. Приводятся алгоритм для расчета оценки ошибок и результаты расчетов для проекта «Венера-Д».

При решении задач проектирования полетов к планетам одним из важнейших этапов является анализ точности приведения космического аппарата (КА) к планете-цели. В процессе анализа заданной схемы полета помимо оценки отклонения значений навигационных параметров КА от номинальных при подлете к планете, также требуется оценивать максимальные затраты топлива, необходимые для осуществления коррекции движения КА.

Чаще всего для оценки ошибок приведения используют методы ковариационного анализа. Этот подход предполагает, что отклонение вектора состояния КА от номинального имеет нормальное распределение с нулевым средним. Множество всех траекторий, отличающихся от номинальной, образует трубку возможных траекторий. В случае отсутствия коррекций трубка порождается только неопределенностью вектора состояния КА в начальный момент времени (в момент отделения КА от разгонного блока). Эта неопределенность может быть задана ковариационной матрицей ошибок. В практических задачах часто используется 3-sigma оценка погрешности для ограничения размера трубки. Сама трубка определяется зависимостью от времени ковариационной матрицы ошибок, вычисляемой с использованием переходной матрицы. При малых отклонениях вектора состояния от номинала такой подход допустим в линейном приближении. При больших начальных отклонениях и при длительных перелетах необходимо учитывать нелинейные эффекты. Также необходимо учитывать, что при выполнении коррекции, распределение ее ошибок зависит от направления и величины коррекции. Поэтому при моделировании выполнения коррекции для каждой возможной траектории требуется анализировать соответствующее множество ошибок коррекции.

В работе рассматривается применение метода, позволяющего учесть описанные эффекты, для задачи оценки погрешности параметров входа КА в атмосферу Венеры. Схема проведения коррекций считается заданной.

Исходное множество разбросов вектора состояния КА моделируется конечной совокупностью пробных точек, которые находятся на эллипсоиде, задаваемом ковариационной матрицей. Для каждой пробной точки из них, посредством интегрирования уравнений движения в полной модели, вычисляется соответствующая траектория до момента исполнения коррекции. Для каждого полученного вектора состояния рассчитывается импульс коррекции, компенсирующий накопленные отклонения от номинальной траектории. При моделировании коррекции учитываются ошибки ее исполнения в зависимости от направления и величины корректирующего импульса и от ошибок навигации. Ошибки исполнения коррекции моделируются также конечными множествами.

При моделировании количество анализируемых траекторий увеличивается экспоненциально в зависимости от количества выполненных коррекций. Для уменьшения количества траекторий предлагается следующий подход. В момент перед коррекцией из получаемых векторов состояний выбираются наиболее отклоненные от номинального (с учетом характеристик эллипсоида рассеивания траекторий). Выбор векторов осуществляется посредством процедуры кластеризации. Для таких векторов моделируются коррекции с учетом ошибок их исполнения.

На момент достижения атмосферы Венеры имеется набор траекторий, получаемых при точном исполнении последней коррекции, и соответствующие им множества траекторий, порожденные неточностями исполнения этой последней коррекции. Погрешность входа в атмосферу определяется путем расчета статистических характеристик разброса значений целевых параметров (высота условного перигентра, угол входа в атмосферу, скорость входа).

Приведены результаты работы алгоритма. Расчеты выполнены для проекта «Венера-Д».

НЕКОТОРЫЕ ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ФОРМИРОВАНИЯ ЛУННЫХ «ОБХОДНЫХ» ТРАЕКТОРИЙ ПРИ СТАРТЕ С РОССИЙСКИХ КОСМОДРОМОВ И ВОЗВРАЩЕНИИ НА ТЕРРИТОРИЮ РОССИИ

А.Д. Бычков^{1,2}

В.В. Ивашкин^{1,3}

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

³ Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

В работе представлена методика определения низкоэнергетических «обходных» траекторий перелета от Земли к Луне и возвращения на Землю. Представлены основные результаты анализа траекторий полета к Луне при старте с российских космодромов и возвращения на Землю с посадкой на территории России.

В отличие от обычных траекторий прямого полета к Луне, при полете по «обходной» траектории космический аппарат сначала летит на достаточно большое расстояние от Земли (около 1,5 млн. км), где под влиянием солнечной гравитации пассивно меняется перигейное расстояние траектории точки от малого значения у Земли до радиуса лунной орбиты. Кроме того, под влиянием лунных и земных гравитационных воздействий осуществляется временный пассивный захват (для полета Земля–Луна) или освобождение (для перелета Луна–Земля) [1–4]. Наличие пассивного гравитационного захвата

Так как запас топлива предполагается ограниченным, одним из основных критериев оценки допустимости траектории возврата являются затраты суммарной характеристической скорости.

При построении траектории возврата к Земле с окололунной орбиты необходимо учитывать ограничения на параметры входа в атмосферу (скорость входа, угол входа, дальность спуска) [1], [2]. В работе рассматривается задача выбора указанных параметров с учетом их влияния на высоту условного перицентра и на наклонение траектории возврата в точке входа в атмосферу.

При удачно выбранной ориентации орбиты ожидания одноимпульсная схема маневрирования обеспечивает минимальные затраты характеристической скорости. В противном случае (например, в результате возникновения нештатной ситуации), использование нескольких импульсных маневров приводит зачастую к меньшим затратам. В работе исследуется вопрос определения количества импульсных маневров и соответствующих схем маневрирования, которые обеспечивают минимальные затраты характеристической скорости [3].

Алгоритм построения траектории возврата, удовлетворяющей ограничениям в точке входа в атмосферу, можно описать следующим образом. Для заданных ограничений на параметры входа в атмосферу Земли определяется зависимость вектора асимптотической скорости гиперболы возврата от времени попадания на границу сферы действия Луны. При движении по эллиптической траектории с притягивающим центром в Земле, время попадания на границу сферы действия Луны определяется датой старта с орбиты ожидания. Далее определяется последовательность импульсных маневров, обеспечивающих выведение космического аппарата (КА) на гиперболическую орбиту возврата, зависящую от момента пересечения сферы действия Луны. Наконец, за счет варьирования импульсных маневров и моментов времени их совершения минимизируется невязка по параметрам входа в атмосферу Земли, что позволяет определить искомую траекторию возврата.

Приводятся результаты работы алгоритма. В расчетах рассматривалось приведение КА на космодром «Восточный».

Литература

- [1] Тучин А.Г., Самотохин А.С. Оптимизация одноимпульсных траекторий возврата с орбиты искусственного спутника Луны // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2016. № 56.
- [2] Обеспечение посадки спускаемого аппарата на космодром «Восточный» после возвращения от Луны / С.Н. Евдокимов, С.И. Климанов, А.Н. Корчагин и др. // Известия РАН. Теория и системы управления. 2014. № 6. С. 136–152.
- [3] Ocampo C., Jones D.R. Optimal Impulsive Escape Trajectories from a Circular Orbit to a Hyperbolic Excess Velocity Vector // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. August 2010. P. 7524.

налам пульсаров является разность между предполагаемым и фактическим временами прихода сигнала пульсара в барицентр.

Поток фотонов от рентгеновских пульсаров достаточно слаб. Поэтому одному измерению соответствуют длительные промежутки времени накопления измерительной информации, в течение которых КА может переместиться на значительное расстояние. Это создает дополнительные сложности при реализации алгоритма восстановления сигнала пульсара.

Предлагаемый алгоритм и его программная реализация позволяют восстанавливать профиль сигнала, идентифицировать аномальные измерения, уточнять времена регистрации сигналов, раскрывать неоднозначность, возникающую при ошибке прогноза в определении временной задержки от КА до барицентра, превышающей половину периода импульса.

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ ОРБИТАЛЬНОЙ КОРРЕКЦИИ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОМ СПУТНИКЕ

А.С. Охитина
Я.В. Маштаков
С.С. Ткачев
С.А. Шестаков

anna.ohitina@mail.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Работа посвящена проблеме расстановки двигателей орбитальной коррекции на геостационарном спутнике. Необходимо одновременно корректировать параметры орбиты, то есть соответствующим образом изменять характеристическую скорость в плоскости локального горизонта, и обеспечивать разгрузку избыточного кинетического момента маховиков. Кроме того, следует учесть возможность выхода из строя одного из двигателей: работоспособность системы при этом должна сохраняться.

В работе рассматривается задача расположения двигателей орбитальной коррекции на борту геостационарного космического аппарата, стабилизированного в орбитальной системе координат. Из-за внешних возмущений, таких как влияние Луны, Солнца, и несферичности земной поверхности, параметры орбиты спутника будут меняться со временем, и она перестанет быть геостационарной. Для поддержания орбиты обычно используются реактивные двигатели коррекции. В общем случае двигатели влияют и на орбитальное, и на угловое движение аппарата. При этом появляются дополнительные моменты, которые должны быть скомпенсированы маховичной системой ориентации. В результате, маховики накапливают избыточный кинетический момент, для разгрузки которого расходуется рабочее тело. Такое решение является неоптимальным с точки зрения времени жизни аппарата. Рациональным было бы использование двигателей коррекции и для разгрузки маховиков.

Основной целью настоящей работы является разработка методики подбора количества и положения двигателей орбитальной коррекции. Задача усложняется несколькими факторами. Во-первых, должно обеспечиваться заданное изменение характеристической скорости аппарата в плоскости локального горизонта. Во-вторых, при этом должна обеспечиваться разгрузка избыточного кинетического момента, накопленного маховиками. Кроме этого, необходимо учесть, что при выходе из строя одного из двигателей работоспособность системы должна быть сохранена.

В результате были найдены необходимые и достаточные условия для обеспечения коррекции параметров орбиты и разгрузки избыточного кинетического момента маховиков. Приведено численное решение задачи оптимального расположения двигателей.

Работа поддержана грантом РФФИ №17-71-20117.

АНАЛИЗ ДВИЖЕНИЙ СПУТНИКА-БАЛЛОНА В ПЛОСКОЙ ОГРАНИЧЕННОЙ ЗАДАЧЕ ЧЕТЫРЕХ ТЕЛ С УЧЕТОМ СИЛ СВЕТОВОГО ДАВЛЕНИЯ

А.В. Доброславский
П.С. Красильников

a.dobroslavskiy@gmail.com
krasil06@rambler.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрена плоская эллиптическая ограниченная задача четырех тел с учетом сил светового давления. Получена силовая функция задачи, при условии отсутствия резонансов между средними движениями основных тел и спутником. Показано, что интегралами усредненных уравнений в оскулирующих элементах являются большая полуось орбиты спутника и среднее значение силовой функции. Построены фазовые портреты колебаний при разных значениях параметров. Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 18-01-00820.

Рассматривается движение спутника-баллона большой парусности на высоких орбитах на асимптотически больших промежутках времени. Предполагается, что в невозмущенном движении спутник обращается по эллиптической орбите вокруг центрального тела (Земли) в плоскости эклиптики. На движение тела оказывают возмущающее влияние гравитационные силы от Солнца, Луны, а также световое давление. Эволюция орбиты, вызванная притяжением одного лишь Солнца, исследована в статье [1], в работе [2] учитывается также влияние светового давления.

Считается, что все тела обращаются вокруг Земли по эллиптическим орбитам в плоскости эклиптики, при этом рассматриваются высокие невозмущенные орбиты спутника, находящиеся во внешней области, расположенной за лунной сферой Хилла.

Проведено усреднение возмущающей функции в отсутствии резонансов между средним невозмущенным движением спутника и средними движениями Солнца и Луны аналогично работе [2]. Для усредненных уравнений движения, записанных в кеплеровских оскулирующих элементах [3], найдены первые интегралы: интеграл энергии и тривиальный интеграл, описывающий сохранение большой полуоси орбиты тела.

Подробно изучен хилловский вариант задачи, при котором расстояние до спутника много меньше расстояния между Землей и Солнцем. При этом учитывается, что во внешней области, расположенной за лунной сферой Хилла, расстояние от Земли до спутника и от Земли до Луны отличается не более, чем на порядок [3]. На основе анализа интеграла энергии усредненных уравнений была получена область значений параметров, при которых эволюция эксцентриситета орбиты тела сохраняет его действительные значения. Определены стационарные точки интеграла энергии, исследована их устойчивость в первом приближении метода усреднения. Построен фазовый портрет усредненных эволюционных уравнений движения.

Анализ фазовых портретов выявил три типа возможных орбит тела: орбиты с либрационным колебанием оскулирующего перицентра, орбиты с вековым уходом

оскулирующего перицентра и орбиты столкновения, приводящие к падению спутника на центральное тело.

Литература

- [1] Аксенов Е.П. Двукратно осредненная эллиптическая ограниченная задача трех тел // *Астрономический журнал*. 1979. № 2. С. 419–426.
- [2] Доброславский А.В., Красильников П.С. Об эволюции движений спутника-баллона в плоской ограниченной задаче трех тел с учетом светового давления // *Письма в астрономический журнал*. 2018. № 8–9. С. 618–630.
- [3] Мюррей К., Дермотт С. Динамика солнечной системы. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010. 588 с.
- [4] Аксенов Е.П. Теория движения искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1977. 360 с.

СРАВНЕНИЕ АПСИДАЛЬНЫХ И НЕАПСИДАЛЬНЫХ ИМПУЛЬСНЫХ ТРАЕКТОРИЙ ВЫВЕДЕНИЯ КА НА ЦЕЛЕВУЮ ОРБИТУ С УЧЕТОМ СБРОСА СТУПЕНЕЙ В АТМОСФЕРУ

А.И. Проскуряков

ap_91@mail.ru

МГУ имени М.В. Ломоносова, Филиал МГУ имени М.В. Ломоносова в городе Баку

В работе рассматривается идея сокращения замусоренности околоземного пространства за счет сброса отработавших ступеней в атмосферу Земли. Решается задача импульсного перелета между опорной круговой орбитой искусственного спутника Земли и целевой эллиптической орбитой.

Космический мусор — нефункционирующие объекты искусственного происхождения, которые не могут более служить полезным целям — представляет угрозу функционирующим космическим аппаратам (КА). В работе рассматривается идея сокращения замусоренности околоземного пространства за счет сброса отработавших ступеней КА в атмосферу Земли.

Рассматривается задача выведения КА с опорной круговой орбиты искусственного спутника Земли на целевую эллиптическую. Предполагается, что КА состоит из спутника и двух ступеней. Масса двигателя и дополнительных конструкций не учитывается. В баках ступеней содержится столько топлива, сколько необходимо для совершения всех требуемых маневров. Задача решается в импульсной постановке. Отработавшие ступени за счет дополнительных импульсных воздействий переводятся на орбиты, касающиеся условной границы атмосферы Земли. Параметры целевой орбиты — высота апогея, высота перигея и наклон — выбираются так, что импульс довыведения с целевой орбиты на геостационарную ограничен заданной величиной.

В начальный момент времени обезразмеренная масса КА равна 1. После каждого импульсного воздействия масса КА изменяется согласно формуле Циолковского. Сухие массы ступеней считаются пропорциональными массе находящегося в них топлива.

Максимизируется масса спутника на целевой эллиптической орбите. Рассматриваются различные схемы перелета КА с опорной орбиты на целевую и различные схемы, задающие маневр перелета спутника с целевой орбиты на геостационарную. Проводится сравнение полученных результатов с аналогичными результатами в задаче с апсидальными импульсами.

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРЕХМЕРНЫХ ТРАЕКТОРИЙ ПОСАДКИ НА ЛУНУ И ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОБЛАСТЕЙ ДОСТИЖИМОСТИ

Улыбышев Ю.П.

yuri.ulybyshev@rsce.ru

Ракетно-космическая корпорация «Энергия»

Представлен метод оптимизации трехмерных траекторий посадки на Луну на фазе снижения, использующий двухуровневую оптимизацию характеристической скорости для заданных дальности и бокового смещения при свободном времени. Верхний уровень — нелинейная оптимизация времени перелета. Нижний — оптимизация траектории для заданного времени, основанная на линейном программировании высокой размерности. Рассмотрены энергетически доступные области посадки.

Траектории посадки с окололунных орбит включают три фазы: сход с орбиты, перелет и финальную фазу — снижение [1]. В докладе рассматриваются трехмерные траектории на фазе снижения. Такие траектории представляют собой интерес для точек посадки, смещенных относительно орбитальной трассы и/или задач перенацеливания. Представлен новый метод двухуровневой прямой оптимизации для заданных конечных продольной и боковой дальностях при свободном времени перелета. Верхний уровень соответствует одномерной оптимизации времени с использованием нелинейного программирования.

Трехмерное движение лунной посадочной ступени с переменной массой моделируется в плоскопараллельном однородном гравитационном поле. Рассматривается оптимизация траектории снижения с минимальными затратами топлива: определить профиль тяги и углы ориентации вектора тяги обеспечивающей мягкую посадку в заданной точке. Для указанной постановки конечное время является свободным параметром, которое должно быть определено при оптимизации. Эта задача может быть решена с использованием двухуровневой оптимизации, где верхний уровень соответствует одномерной задаче нелинейного программирования для времени перелета и нижний уровень — оптимизация пространственных траекторий посадки при фиксированном конечном времени и заданных координатах точки посадки.

Задача нижнего уровня базируется на численном методе с использованием дискретных множеств псевдоимпульсов [2–4], который использует дискретизацию траектории на малые сегменты и близкой к равномерной дискретной аппроксимации пространства управления (т.е. возможные направления вектора тяги и ее величина) множествами псевдоимпульсов с ограничениями неравенствами на каждом сегменте. Краевые условия представляются как линейное матричное уравнение и требуют вычисления частных производных по всем псевдоимпульсам на каждом сегменте. Матричное неравенство для сумм характеристических скоростей псевдоимпульсов используется для преобразования задачи в форму линейного программирования высокой размерности (десятки-сотни тысяч переменных). Современные методы линейного программирования используют алгоритмы внутренней точки для решения подобных задач. В общем случае непрерывные маневры включают некоторое число смежных сегментов и необходима обработка решений линейного программирования для формирования последовательности маневров. Итеративный процесс требуется для обновления изменения массы посадочной ступени по траектории и соответственно частных производных. Подобный метод оптимизации для плоских траекторий посадки на Луну при фиксированном времени был описан в [3].

Рассмотрены энергетически достижимые области посадки для пространственной фазы снижения. Представлены карты изолиний потребных характеристических скоростей для точек посадки как функции продольной и боковой дальности относительно начальной точки и оптимальные времена посадки. Абсолютное большинство тра-

екторий имеет два маневра с максимальной тягой — в начале и в конце траектории. Это соответствует теории базис-вектора Лоудена для однородного гравитационного поля. Имеется глобальный минимум, который соответствует траектории с непрерывным маневром на всей фазе снижения.

Рассмотрены энергетически достижимые области перенацеливания связанные с ограниченными дополнительными характеристическими скоростями. Такие траектории представляют интерес в случае нештатных ситуаций и/или оперативного выявления недопустимости посадки в запланированное место. В качестве начальной точки для перенацеливания использованы параметры оптимальной траектории снижения (на высоте 1 км). Результаты представлены в виде карт изолиний дополнительных характеристических скоростей как функции смещений от планируемой точки посадки (отклонение дальности и боковой дальности) для новых изоможных точек посадки. Показаны примеры вертикальных профилей для плоских траекторий (в том числе экзотическая петлевая траектория, которая практически нереалистична, но с энергетической точки зрения возможна).

Целью работы было создание нового метода оптимизации для траектории мягкой посадки на Луну на фазе торможения, основанной на двухуровневой процедуре оптимизации для заданных продольной и боковой дальностях при свободном конечном времени. Представлен способ преобразования этой задачи к форме классического линейного программирования.

В дальнейшем необходима разработка сходных методов для трехмерных траекторий с ограничениями. Такими являются ограничения на развороты, безопасный высотный профиль и т. п. Представленный метод может также использоваться для проектирования профиля посадки на Луну.

Литература

- [1] Wilhite A.W, Wagner J, Tolson R. et al. Lunar Module Descent Mission Design // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. Honolulu (Hawaii). 18–21 August 2008. AIAA Paper 2008-6939. 20 p.
- [2] Улыбышев Ю.П. Концепция множеств псевдоимпульсов для оптимизации траекторий космических аппаратов // Полет. 2008. № 2. С. 52–60.
- [3] Ulybyshev Y. Spacecraft Trajectory Optimization Based on Discrete Sets of Pseudo-Impulses // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2009. Vol. 32, no4. P. 1200–1217.
- [4] Улыбышев Ю.П. Обзор методов оптимизации траекторий космических аппаратов с использованием дискретных множеств псевдоимпульсов // Космическая техника и технологии. 2016. № 4 (16). С. 67–79. URL: <http://www.energia.ru/ktt/archive/2016/04-2016/04-07.pdf>

АНАЛИЗ ПЕРЕЛЕТОВ С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ НА ВЫСОКИЕ КРУГОВЫЕ ОКОЛОПОЛЯРНЫЕ ОРБИТЫ ВОКРУГ ЛУНЫ

А.А. Целюсова^{1,2}

tselousovaperm@mail.ru

М.Г. Широков¹

С.П. Трофимов¹

¹ Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

² Московский физико-технический институт

В работе анализируются перелеты с низких околоземных орбит на высокие круговые околополярные орбиты вокруг Луны (высотой 10...15 тыс. км). Проводится моделирование быстрых прямых импульсных перелетов и поиск оптимальных среди них в плане затрат характеристической скорости.

В настоящее время все крупные мировые космические агентства участвуют в совместной программе по созданию международной обитаемой окололунной станции Lunar Orbital Platform-Gateway (LOP-G), ранее известной как Deep Space Gateway. Данная программа нацелена на изучение Луны и дальнего космоса. Планируется, что LOP-G будет использоваться в качестве стартовой платформы для будущих пилотируемых и роботизированных лунных экспедиций, а также как промежуточный пункт для межпланетных миссий.

На данный момент основным кандидатом на размещение LOP-G являются почти прямолинейные гало-орбиты (Near Rectilinear Halo Orbits, NRHO). Главными преимуществами NRHO-орбит являются условия непрерывной радиовидимости станции на таких орбитах с Земли, малые затраты на поддержание, обусловленные слабой степенью неустойчивости, а также хорошие условия обзора околополярных областей Луны. Кроме того, некоторые NRHO не пересекают земную и лунную тень на протяжении десятилетий.

В работе рассматривается альтернативный вариант размещения окололунной космической станции — высокие круговые околополярные орбиты вокруг Луны (высотой 10-15 тыс. км). Целью работы является анализ перелетов с низких околоземных орбит на предложенные высокие круговые орбиты. Проводится моделирование возможных быстрых прямых импульсных перелетов и поиск оптимальных среди них в плане затрат характеристической скорости.

Все расчеты проводятся в эфемеридной модели движения, которая учитывает гравитационные возмущения от Солнца и всех планет Солнечной системы (согласно эфемеридам JPL DE430), а также силу светового давления. Нецентральное гравитационное поле Луны моделируется с помощью сферических гармоник вплоть до 8-й степени и порядка (модель GRGM1200A).

ОТЕЧЕСТВЕННОЕ КОСМОПЛАВАНИЕ ЗА ИСТЕКШИЕ ДВА ДЕСЯТИЛЕТИЯ XXI ВЕКА. ПОЗИТИВНЫЙ ВЗГЛЯД

Е.Н. Поляхова

pol@astro.spbu.ru

Б.Б. Эскин

Санкт-Петербургский государственный университет

Дается обзор отечественных разработок и проектов солнечных парусов за первые два десятилетия XXI века. Как известно, проблемы космоплавания под солнечным парусом были в 1920-х годах заложены одним из пионеров отечественной космонавтики Ф.А. Цандером. Сформулированы аспекты динамики космического полета с парусом, отмечены ведущие отечественные научные школы по разработке теории парусных перелетов, а также перечислены базовые прикладные проекты.

Взгляд из XXI века на развитие отечественного космоплавания неизменно возвращает нас почти на сто лет назад, в 1924 год. Как известно, в 2017 г. отечественная научная общественность отметила 130-летие со дня рождения одного из пионеров космонавтики и ракетодинамики, московского инженера Фридриха Артуровича Цандера (23 августа 1887 — 28 марта 1933). Известно, что разработка инженерного проекта космического полета с малой тягой солнечного паруса принадлежит именно Ф. А. Цандеру. Идея космоплавания с малой тягой металлического зеркала была впервые высказана им в 1910–1912 гг. как имеющая научный и инженерный смысл, тогда как ранее она высказывалась лишь в нескольких произведениях научной фантастики.

Заявленная Цандером проблема космоплавания долгое время оставалась вне поля зрения ученых и обрела популярность лишь в 60-е годы XX века, т. е. уже в космическую эру. Возобновляются теоретические разработки и расчетные проекты, появляются монтировочные варианты парусных яхт с солнечными парусами, различных по дизайну и по форме. Основной залог эффективности солнечного паруса — высокая, близкая к единице, отражательная способность легкого пленочного зеркала, создающая высокую парусность всей конструкции. На уровне современных технических возможностей находится значение парусности, т. е. отношения «поверхность-масса», порядка $1000 \text{ см}^2/\text{г}$. Это обеспечивает ускорение порядка $0,1 \text{ см}/\text{с}^2$ на орбите Земли. По поводу обсуждения темы паруса и разработки научного наследия Ф. А. Цандера по космоплаванию в отечественных публикациях XXI века, упомянем конференцию, одно из заседаний которой было посвящено 130-летию со дня рождения Ф. А. Цандера [1, 2].

С 50-60-х годов XX в. многочисленные отечественные статьи стали публиковаться в журналах, появились и монографии, полностью или частично посвященные проблеме солнечного паруса. Описывались проекты парусных перелетов к Луне, к Марсу, к комете Галлея, проекты освещения Земли из космоса с помощью зеркального паруса-осветителя и многие другие интересные технические идеи. В 1993 г. по околоземной орбите успешно полетел осветитель «Знамя».

К настоящему времени сформировались четыре основных аспекта работы солнечных парусов: 1) управляемые геоцентрические и гелиоцентрические орбитальные раскрутки и перелеты, 2) парус как элемент систем орбитальной коррекции для межорбитальных переходов, 3) крупногабаритные трансформируемые системы типа солнечных электростанций и космические осветители, 4) парус в проблеме предотвращения астероидной опасности. Разнообразные приложения предлагают сегодня парус либо в виде экологически чистого маршевого движителя малой тяги, либо в роли элемента систем трехосной ориентации КА или систем его орбитального контроля, либо в роли обширного пленочного рефлектора для освещения земной или марсианской поверхности.

Прикладные исследования по парусам развивались не только как проекты полетов с использованием их тяги, но и как теории возмущающего влияния светового давления на КА и ИСЗ в целом: прогнозирование траекторий КА, сведение ИСЗ с ГЕО на более низкую орбиту, управление трехосной ориентацией с помощью черно-белых ориентирующих конструкций. Эти задачи были необходимо связаны с разработками аналитических выражений для силы и момента светового давления на КА произвольной формы при сложных физических моделях отражения света от поверхности (коэффициенты зеркального, т. е. геометрического, отражения, диффузного ламберт-отражения, поглощения, степени черноты, альbedo и матовости, коэффициентов прозрачности пленки и собственного излучения и переизлучения элементов конструкции, шероховатости, эластичности, деформаций и напряжений, а также термических эффектов при нагреве КА и прочих физико-технологических и термодинамических особенностей парусного материала). Предложенное деление на четыре аспекта представляется нам достаточно условным, тем более что многогранность каждого аспекта неизбежно вызывает их пересечения, порождая новые направления развития теории и практики космоплавания.

Обширная парусная библиография приведена в монографиях [3, 4], полностью или частично посвященных парусным теориям и базовым основам концепции. Что касается современных отечественных разработок, то мы упомянем лишь некоторые научные школы, в которых на протяжении многих лет успешно разрабатывались парусные идеи. Мы напомним только фамилии руководителей этих школ, отдавая должное многолетним усилиям и успешным результатам их многочисленных коллег.

В качестве первой отечественной научной парусной школы необходимо упомянуть парусные работы в ИПМ АН СССР под руководством В. А. Егорова. Публикации В. А. Егорова по парусам начались в 1990 г., их число составляет около двух десятков. Многие из них были в соавторстве или под его руководством.

Второй отечественной школой по солнечному парусу хочется считать Школу Ленинградского (ныне Санкт-Петербургского университета) под руководством Е. Н. Поляховой (автора настоящей статьи) и А. С. Шмырова. Третьей парусной отечественной школой следует признать коллектив из Самарского научного центра РАН и Самарского аэрокосмического университета под руководством О. Л. Стариновой. Эти школы мы считаем стационарными в смысле их длительного интереса к теоретическим исследованиям по парусам и по многочисленными публикациями, в том числе и на международном уровне. Поскольку понятие научной школы не детерминировано, то мы просим извинения у сравнительно недавних участников парусной тематики, которые еще не «оформились» в парусную школу, но уже успешно находятся на этапе «цикла парусных работ». Возможно также, что и наша классификация парусных задач потребует пересмотра, если появятся и успешно будут развиваться новые аспекты прикладного применения парусов.

Переходя к конструктивным парусным разработкам и проектам заметим, что прикладные отечественные исследования солнечных парусов необходимо включали еще и посильную экспериментальную отработку работоспособности таких КА:

1. Широко известная серия космических экспериментов «Знамя» (1993 г.) — бескаркасная тонкопленочная конструкция, стабилизированная вращением, (библиография по этому поводу была в 90-е годы весьма обширна, а дальнейшие разработки и их публикации велись потом еще по крайней мере двадцать лет),

2. Разработка парусной лопастной конструкции в 2000-е годы (полная площадь восьми треугольных лопастей паруса около 600 кв. м).

3. Проект космического телескопа Спектр РГ с высоким коэффициентом отражения КА, «Парус-МГТУ» с двумя лопастями (эксперименты по определению сил и моментов светового давления).

4. Разработка орбитальных парусных конструкций для работы на околоземных орбитах, в том числе для перевода малых КА с одной орбиты на другую.

5. Проектирование вращающегося сплошного круглого солнечного паруса для перевода КА на геостационарную орбиту и для работы на ГЕО.

6. Разработка проектов космических электростанций с применением тонкопленочных трансформируемых парусных конструкций.

Мы упомянули только малую долю недавних разработок и парусных прикладных проектов XXI века, которые представляются нам базовыми и перспективными, однако мы имеем здесь обширные циклы работ коллективов многих авторов, связанных с тем или иным конкретным проектом. При этом солнечный парус выступает либо как маршевый двигатель малой тяги для околоземной раскрутки, либо как элемент системы управления ориентацией КА, либо как объект оптимизации траектории межпланетного перелета или достижения околосолнечных областей с применением гравманевров.

Литература

- [1] Polyakhova E.N., Ovchinnikov M.Yu., Tikhonov A.A., To 130th Birthday Anniversary of Friedrich Tsander (1887–1933): Ten New Russian Books in Astrodynamics as the Honorable Contribution to His Memory // Intern. Conf. on Mechanics «Eights Polyakhov Readings», St. Petersburg Uni. AIP Conf. Proceedings. 2018. 1959, 040015. DOI: 10.1063 / 1.5034618
- [2] Petukhov V.G., Optimal Heliocentric Trajectories for Solar Sail with Minimum Area // Intern. Conf. on Mechanics «Eights Polyakhov Readings». St. Petersburg. Russia. AIP Conf. Proceedings. 2018. 1959, 040013. DOI: 10.1063 / 1.5034616

3. Поляхова Е.Н. Космический полет с солнечным парусом. Под ред. В.А. Егорова. М. Наука. 1986. 304 с.; 2-е изд., доп., М. Изд. дом «Либроком» (URSS). 2011. 320 с., 3-изд., стер.: Книжный дом. «Либроком» (URSS). 2018. 320 с.
4. Старинова О.Л. Расчет межпланетных перелетов космических аппаратов с малой тягой. Изд-во Самарского научного Центра (СНЦ) РАН. 2007. 196 с.

МОДЕЛЬ ДИНАМИКИ МАЯТНИКА, ПРИКРЕПЛЕННОГО К ПОВЕРХНОСТИ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ АСТЕРОИДА

А.А. Буров^{1,4}

aburov@ccas.ru

А.Д. Герман²

anna@ubi.pt

И.И. Косенко^{3,1}

kosenkoi@gmail.com

В.И. Никонов^{1,2}

nikon_v@list.ru

¹ Вычислительный центр РАН

² University Beira Interior

³ Московский авиационный институт (технический университет)

⁴ Высшая школа экономики

Рассматривается движение маятника, прикрепленного при помощи троса к поверхности вращающегося астероида произвольной формы. Выводятся уравнения движения. Исследуются условия натянутости троса. Также рассматриваются условия схода и выхода на связь. Компьютерная модель космической тросовой системы (КТС) строится в виде механической системы с неудерживающей связью, реализуемой в виде гибридного автомата.

Исследуемая маятниковая модель является упрощенной моделью космического лифта на астероиде. Идея использовать трос для транспортировки грузов на поверхность небесного тела из точки в его окрестности и обратно была предложена Циолковским и Цандером и развита далее Арцутановым, Пирсоном и другими исследователями. Приложение этой идеи к астероидам должно учитывать нерегулярный характер их формы и распределения масс в них. Вращательное движение астероида чаще не перманентное вращение, а волчок Эйлера.

Изучение орбитальных маятников восходит, вероятно, к пионерской работе Синджа. Положения равновесия и условия их устойчивости для орбитальных маятников были исследованы Л. Блитцером, В. А. Сарычевым, С. Я. Степановым, Б. Гассендом, Н. Рикаром, Дж. Пирсоном с соавторами, А. А. Буровым с соавторами, А. Д. Герман.

Большой вклад в исследование космических тросовых систем был внесен В.В. Белецким и его учениками и коллегами. Динамика тросовых систем, привязанных к астероиду, в настоящее время интенсивно исследуется различными авторами. Условия существования и устойчивости стационарных движений в системе, состоящей из астероида и точки сравнимой массы, изучались А.А. Буровым. Численное исследование двух масс, соединенных тросом, восходит, вероятно, к работам А.П. Иванова.

В данной работе мы предполагаем использование тросовой системы для реализации миссий в окрестности астероида. Можно предложить следующий сценарий для подобной миссии:

1. В заданную точку поверхности астероида «выстреливается» якорь. Трос ослаблен.
2. Якорь фиксируется в упомянутой точке поверхности. Трос ослаблен.
3. Космический аппарат (КА) начинает свой свободный полет с возможными ударами «о связь». В некоторой точке связь «натягивается», и КА начинает выполнять маятниковые движения.

4. Динамика КА становится более регулярной, и причаливание к астероиду завершается.

Здесь мы рассматриваем математическую модель динамики тросовой системы в процессе последних стадий вышеописанного сценария. Основные свойства разработанной здесь модели маневрирования КА могут быть охарактеризованы следующим образом.

1. Астероид представляется как твердое тело с центром масс, фиксированным в абсолютном пространстве.

2. Динамика астероида соответствует случаю Эйлера в динамике вращательного движения твердого тела.

3. Сам КА представляется в виде массивной точки, прикрепленной в произвольной фиксированной точке внешней поверхности астероида при помощи невесомого гибкого нерастяжимого троса переменной длины.

4. Неудерживающая связь, реализуемая соединительным тросом, эффективно моделируется гибридным автоматом с использованием языка Modelica.

5. Переменные состояния автомата могут реализованы при помощи данных вещественного типа, а переходы между состояниями реализуются «простыми» операторами ветвления.

Описанная модель применялась для выполнения многочисленных симуляций динамики системы, демонстрирующих свободный полет КА с последующими сериями ударов о связь и финальную «посадку» на нее с переходом на маятникообразные движения.

Данная работа поддерживается проектом РФФИ № 16-01-00625а при ВЦ РАН, проектом EMaDeS (Centro-01-0145-FEDER-000017), Португальским фондом для науки и технологий через Центр механической и аэрокосмической науки и технологий (C-MAST) (POCI-01-0145-FEDER-007718) при University Beira Interior и для третьего автора проектом РФФИ № 14-21-00068 при МАИ.

ОПТИМАЛЬНЫЙ РАЗВОРОТ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Е.А. Митюшов

mityushov-e@mail.ru

Н.Е. Мисюра

n_misura@mail.ru

С.А. Берестова

s.a.berestova@urfu.ru

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

Рассмотрена задача управления разворотом космического аппарата (КА) при коррекции его положения в инерциальной системе координат за счет управляющих моментов, получаемых от инерционных маховиков бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС). Полученное управление обеспечивает плавное изменение ориентации КА, которое рассматривается как движение по кратчайшей траектории в конфигурационном пространстве группы $SO(3)$.

Повышенные технические требования, предъявляемые при разработке системы ориентации и управления движением КА с целью повышения их надежности и точности, привели к созданию новых научно-технических подходов и построению системы ориентации и управления движением на базе БИНС. Эти системы хорошо уже апробированы и показали свою перспективность при создании в РКК «Энергии» транспортных пилотируемых кораблей «Союз-Т/ТМ», грузовых кораблей «Прогресс-М/М1», станции

«Мир», и спутников связи «Ямал» [1]. БИНС не имеет подвижных частей, абсолютно бесшумна, механически сравнительно прочна, не требует специального обслуживания, имеет хорошие показатели наработки на отказ и малое энергопотребление.

БИНС позволяет разделить управление на два контура: кинематический — построение требуемых опорных базисов, и динамический, описывающий процесс стабилизации в выбранном опорном базисе. В частности, при определении ориентации КА относительно инерциальной системы координат используется широкоугольный звездный датчик для приема изображения звездного неба и его компьютерной обработки. За счет достаточно широкого поля зрения (8 угл. град) прибор может визировать более трех звезд и тем самым определять три угловые координаты.

Динамический контур управления имеет дело с управляющими моментами, воздействующими на КА и вызывающими изменения его угловой скорости вращения. Управляющие моменты создаются либо за счет внешних (реактивных) сил, либо за счет инерционных маховиков. Основными исполнительными органами ориентации являются инерционные маховики. При этом возможны различные способы их ориентации относительно строительных осей КА. Наиболее распространенными случаями является использование четырех или шести маховиков. При использовании четырех маховиков три устанавливаются по строительным осям КА, а четвертый (резервный) по биссектрисе. Именно такое расположение маховиков рассмотрено в работе.

При отсутствии внешних моментов дифференциальные уравнения движения КА находятся с помощью закона сохранения кинетического момента. В этом случае проекции вектора кинетического момента на главные центральные оси инерции записываются с использованием моментов инерции КА, проекций вектора угловой скорости КА на главные оси и кинетических моментов маховиков. В рассмотренном примере построения математической модели разворота предполагается, что маховики в начальном положении КА неподвижны.

Путем изменения угловых скоростей маховиков обеспечивается управление ориентацией КА. Положение КА определяется функцией единичного кватерниона, которая находится путем уникального алгоритма сферической нелинейной интерполяции кватернионов. Параметрами математической модели разворота являются кватернионы, задающие начальное положение КА и его положение в конце корректирующего маневра, а также время маневра. Используемый оригинальный метод интерполяции является обобщением известного метода сферической линейной интерполяции кватернионов [2].

Предложенный метод нелинейной сферической интерполяции кватернионов позволяет выполнить моделирование корректирующего движения КА в его плавном движении по кратчайшей траектории в конфигурационном пространстве на группе вращений $SO(3)$, совпадающей с дугой большого круга единичной гиперсферы S^3 .

Движение моделируется с использованием функциональной матрицы поворота. Движение каждой точки вращающегося КА в неподвижных осях задается с помощью матричного алгоритма. Оптимальное движение КА осуществляется за счет возникновения управляющих моментов от работающих двигателей-маховиков. По известным кинематическим соотношениям находятся требуемые законы изменения угловых скоростей.

Процедура оптимального управления зависит от того, какие двигатели-маховики обеспечивают требуемый маневр. Приведены примеры корректирующего движения, при котором КА имеет нулевые скорости и ускорения в начале и конце маневра. Результаты моделирования верифицированы путем создания анимации корректирующего движения КА при оптимальном управлении тремя основными двигателями-маховиками [<https://www.youtube.com/watch?v=uCgJuy005Lo>] и при оптимальном управлении разворотом с использованием резервного двигателя-маховика [<https://www.youtube.com/watch?v=ugNsZfojclI>].

Заметим, что разворот КА осуществляется одним Эйлеровым поворотом. Как показал результат сравнительного анализа, выполненный в работе [3], такая система управления превосходит систему управления двумя, а также и тремя поворотами по быстродействию и энергетическим затратам. Теоретическое обоснование возможности «быстрого» поворота на идеализированной модели дается в работе [4].

Данная математическая модель разворота КА может быть переписана и в орбитальной системе координат. Предложенный формализм может быть распространен также и на управление разворотом аппарата при отличной от нуля начальной угловой скорости.

Литература

- [1] Севастьянов Н.Н. Концепция построения системы ориентации и управления движением спутника связи «Ямал». Штатная схема функционирования // Вестник томского государственного университета. Математика и механика. 2013. № 2 (2). С. 87–96.
- [2] Shoemake K., Animating rotation with quaternion curves // The 12th Annual Conference on Computer Graphics and Interactive Techniques: proceedings. New York: ACM, 1985. P. 245–254.
- [3] Алексеев К.Б., Персев И.В., Шадян А.В. Сравнение способов ориентации космического аппарата по критериям быстродействия и расхода топлива // Машиностроение и инженерное образование. 2008. № 1. С. 41–46.
- [4] Геча В.Я., Гриневич Д.В., Красова Н.А., Мещихин И.А. Новое техническое решение механизма «быстрого» поворота малого космического аппарата // Вопросы электромеханики. 2014. Т. 143. С. 47–51.

СБЛИЖЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ ОПАСНЫХ АСТЕРОИДОВ

Л.Л. Соколов
Н.А. Петров
Б.Б. Эскин
Г.А. Кутеева

lsok@astro.spbu.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

Рассматриваются сближения с Землей астероидов, для которых возможны соударения с Землей в XXI веке. Тесных сближений на траекториях, ведущих к соударениям, вообще говоря, больше, чем на номинальных траекториях. Тесные сближения предоставляют возможность использования эффекта гравитационного маневра для увода астероида от соударений с Землей.

Сближения с Землей опасных астероидов представляют особый интерес, потому что способствуют обнаружению ранее неизвестных, а также потерянных опасных объектов; уточнению орбит. Тесные сближения предоставляют возможность использования эффекта гравитационного маневра для увода астероида от соударений с Землей. В настоящее время с учетом характеристик существующих космических систем практически нет возможности увести астероид размером в сотни метров от соударения в приемлемое время, если не использовать атомную (термоядерную) энергию; использование эффекта гравитационного маневра в принципе может решить эту проблему. Сближения могут генерировать резонансные возвраты и возможные соударения с Землей в сравнительно недалеком будущем. Наконец, характеристики сближений (минимальные геоцентрические расстояния) являются «маркерами» будущих соударений.

Анализируются сближения, с планетами опасных астероидов на номинальных орбитах: расстояния, время до соударения, эффективность гравитационных маневров.

Из-за невысокой точности орбит ряда опасных астероидов сближения на траекториях возможных соударений могут заметно отличаться от сближений на номинальной орбите. Оказывается, что тесных сближений на траекториях, ведущих к соударению, вообще говоря, больше. Так, например, для астероида 2008 EX5 из полученных на кафедре небесной механики СПбГУ 56 возможных соударений в текущем столетии 9 имеют сближение на расстояние менее 0,1 млн км, 21 — от 0,1 до 0,5 млн км, 11 — от 0,5 до 1,0 млн км, 15 — от 1,0 до 3,0 млн км. При этом номинальная орбита не содержит сближений с Землей теснее чем на 3 млн км. Отметим, что при сближении на расстояние менее 0,5 млн км эффект гравитационного маневра позволяет выиграть примерно два десятичных порядка в изменении минимального геоцентрического расстояния, а при сближении на расстояние менее 0,1 млн км — три десятичных порядка.

Номинальная траектория астероида 2015 RN35 содержит сближение с Землей на 0.7 млн км в 2022 году, сближение на 3 млн км в 2056 году, и 5 млн км в 1965 г, остальные сближения — на расстояние более 10 млн км. «Виртуальная» траектория соударения этого астероида в 2065 году содержит сближения на 0.6 млн км в 2022 году, 4 млн км в 2047 году, 0.79 млн км в 2056 году.

Траектории возможных соударений с Землей астероида Апофис, а также траектории его сближений с Землей, исследованы весьма подробно, в том числе на кафедре небесной механики СПбГУ. Большинство их связано с резонансными возвратами. Уникальной особенностью этого астероида является точно установленное тесное сближение с Землей 13.04.2029 на расстоянии 38 тысяч км. Это сближение вызывает значительное рассеяние возможных траекторий, среди них имеются траектории, содержащие сближение в 2051 году. Соответствующие резонансные возвраты содержат множество (порядка сотни) возможных на сегодня соударений Апофиса с Землей, наиболее опасное — в 2068 году. До уточнения орбиты Апофиса из наблюдений при его сближении с Землей в 2012–13 годах было возможно его соударение с Землей в 2036 году и множество последующих соударений, связанных с резонансными возвратами. Из 67 таких («виртуальных» на сегодня траекторий с соударениями) только 3 имеют минимальные геоцентрические расстояния в 2036 году более 2 млн км, 10 — от 0,5 до 1,0 млн км, 5 — от 0,2 до 0,5 млн км, 17 — от 0,1 до 0,2 млн км, 2 — от 0,08 до 0,1 млн км, 30 — от 0,01 до 0,04 млн км. Номинальная на сегодня орбита Апофиса кроме тесного сближения в 2029 году содержит сближения в 2051, 2058, 2079 и 2086 гг на расстояния от 1 до 10 млн км; остальные сближения в текущем столетии происходят на расстояние более 10 млн км. Траектория, ведущая к соударению в 2068 году, содержит сближение с Землей в 2044 году (16 млн км), а также сближения в 2051 году на 0.76 млн км и в 2060 году на 5 млн км, остальные более 10 млн км. Траектория, ведущая к соударению в 2060 году, имеет аналогичные сближения, однако в 2051 году минимальное геоцентрическое расстояние 0,13 млн км. Траектория, ведущая к соударению в 2069 году, близка к траектории соударения в 2068 году, минимальное геоцентрическое расстояние в 2051 году 0,76 млн км, в 2068 году — 0,1 млн км.

Таким образом, не только возможные соударения астероидов с Землей, но и сближения с планетами на соответствующих траекториях требуют тщательного исследования. В частности, в результате открываются возможности использования эффекта гравитационного маневра для увода астероида от соударений с Землей.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант 18-02-00552 А), и Российского научного фонда (грант 18-12-00050). Вычисления проводились с использованием компьютерного кластера Вычислительного центра Ресурсного центра научного парка Санкт-Петербургского государственного университета.

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ МЕЖДУ ТОЧКАМИ ЛИБРАЦИИ L1 И L2 СИСТЕМЫ ЗЕМЛЯ–ЛУНА

М. К. Файн
О. Л. Старинова

fain.maxim@gmail.com

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва (Самарский университет)

В статье рассматривается движение космического аппарата с электрореактивной двигательной установкой. Космический аппарат совершает перелеты между точками либрации L1 и L2 системы Земля–Луна. Учтено влияние теневых зон, создаваемых Землей и Луной, а также возмущения от Земли, Луны и Солнца. Математическая модель движения описана в барицентрической системе координат. В результате получены законы управления и соответствующие траектории.

В настоящее время ряд стран и космических предприятий разрабатывают перспективные лунные проекты [1–5]. Одной из самых сложных задач является создание космической станции на Луне и в окрестностях точек L1 и L2 системы Земля–Луна. Эта проблема потребует развития транспортной системы, способной обеспечить необходимый трафик.

Одной из наиболее сложных задач является отыскание программ оптимального управления движением космического аппарата [6–8]. Использование электроракетных двигателей позволит значительно сократить затраты топлива на такие операции, а также уменьшить стоимость создания и обслуживания миссии.

Основной целью данного исследования является нахождение программ управления и соответствующих траекторий движения космического аппарата в системе Земля–Луна. При проектировании миссий учитывались следующие факторы: гравитационные поля Земли и Луны, возмущения от Земли, Луны и Солнца, а также влияние теневых зон, создаваемых Землей и Луной. В статье представлены результаты перелетов космического аппарата с минимизированным временем перелета между точками либрации L1 и L2, полученные с помощью метода Федоренко для нахождения производных и градиентного метода для оптимизации законов управления.

Перелеты описывались в рамках комбинированной барицентрической системы координат. Приняты следующие допущения: эксцентриситет орбит Луны и Земли вокруг барицентра не учитывался, возмущения от Земли, Луны и Солнца, а также влияние теневых зон, создаваемых Землей и Луной учитывались.

Оптимальная программа управления, как правило, рассчитывается с помощью метода максимума Понтрягина. Хотя данный метод является эффективным средством для решения круговой ограниченной задачи трех тел, в данной работе задача была решена с помощью метода последовательной линеаризации Федоренко [9]. Данный метод обладает преимуществом в плане того, что полученная программа управления является более простой в технической реализации, при этом сохраняя необходимую точность вычислений. Метод основан на сведении задачи вариационного оптимального управления к итерационной задаче линейного программирования.

Результаты моделирования показывают, что общая траектория перелета состоит из чередующихся активных и пассивных участков. Очевидно, баллистическое проектирование миссии предполагает поиск компромисса между расходом топлива и общей длительностью перелета.

Литература

- [1] Ye P, Sun Z, Zhang H. et al. An overview of the mission and technical characteristics of Change'4 Lunar Probe // Sci. China Technol. Sci. May 2017. Vol. 60, iss. 5. P. 658–667.
- [2] Mars Orbiter Mission: Annual Report 2014–2015 / Government of India, Department of Space, 2015.
- [3] Djachkova M.V., Mitrofanov I.G., Litvak M.I., Sanin A.B. Selection of Luna-25 landing sites in the South Polar Region of the Moon // Solar System Research. May 2017. Vol. 51 (3). P. 185–195.
- [4] Hashimoto T, Hoshino T, Wakabayashi S. et al. Lunar polar Exploration Mission // Japan Aerospace Exploration Agency. 2017, January 6. 48 p.
- [5] Grossman Y, Aharonson, O., Novoselsky A. Landing site selection for the SpacEL mission to the Moon // Lunar and Planetary Science XLVIII. 2017.
- [6] Betts J.T, Erb S.O. Optimal low thrust trajectories to the moon // SIAM Journal on Applied Dynamical Systems. 2003. Vol. 2, no 2. P. 144–170.
- [7] McKay R, Macdonald M., Biggs J., McInnes C. Survey of highly non-Keplerian orbits with low-thrust propulsion // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2011. Vol. 34, no 3. P. 645–666.
- [8] Starinova O.L., Kurochkin D.V., Materova I.L. Optimal control choice of non-Keplerian orbits with low-thrust propulsion // AIP Conf. Proc. 2012. 1493, 964.
- [9] Kazmerchuk P.V., Malyshev V.V., Usachev V.E. Method for optimization of trajectories including gravitational maneuvers of a spacecraft with a solar sail // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2007. Vol. 46 (1). P. 150–161.

СТАБИЛИЗАЦИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО РАВНОВЕСИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ПОМОЩИ ЛОРЕНЦЕВЫХ СИЛ

В.М. Морозов
В.И. Каленова

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

НИИ механики МГУ

Исследуется возможность стабилизации положения относительного равновесия космического аппарата, центр масс которого движется по кеплеровой круговой орбите в геомагнитном поле, путем создания управляющих моментов силами Лоренца

Магнитные системы ориентации широко применяются в практике космических исследований. Методы создания управляющих моментов основаны на различных типах взаимодействия космического аппарата (КА) с магнитным полем Земли. Ряд публикаций посвящен различным задачам управления ориентацией спутников с помощью магнитных катушек (например, [1, 2]). Другой метод стабилизации основан на использовании электродинамического эффекта влияния лоренцевых сил, действующих на заряженную часть поверхности КА [3]. В этих работах авторы сталкиваются с существенными трудностями, связанными с тем, что математические модели рассматриваемых задач вследствие периодического изменения геомагнитного поля вдоль орбиты представляют собой нестационарные системы.

В докладе проводится аналитическое исследование возможности стабилизации положения относительного равновесия космического аппарата (КА) путем создания управляющих моментов силами Лоренца.

Линеаризованная в окрестности положения равновесия математическая модель рассматриваемой задачи представляет собой линейную систему шестого порядка, нестационарную по управлению, которая относится к классу приводимых [4]. Показано, что эта система при помощи конструктивного преобразования приводима к стационарной системе большей размерности (десятого порядка). Факт приводимости

эффективно используется как при анализе управляемости, так и при построении алгоритмов стабилизации. На основе приведенной стационарной системы получены условия управляемости, построен работоспособный алгоритм оптимальной стабилизации и проведено математическое моделирование, подтверждающее эффективность предложенной методики.

Литература

- [1] Ovchinnikov M.Y. Choosing control parameters for three axis magnetic stabilization in orbital frame / M.Y. Ovchinnikov, D.S. Roldugin, D.S. Ivanov and V.I. Penkov // Acta Astronautica. 2015. Vol. 116. P. 74–77.
- [2] Магнитные системы ориентации малых спутников / М.Ю. Овчинников, В.И. Пеньков, Д.С. Ролдугин, Д.С. Иванов. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016. 366 с.
- [3] Тихонов А.А. Метод полупассивной стабилизации космического аппарата в геомагнитном поле // Косм. исслед. 2003. Т. 41 (1). С. 69–79.
- [4] Каленова В.И., Морозов В.М. Линейные нестационарные системы, и их приложения к задачам механики. М., 2010. 208 с.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГНСС

И.В. Белоконов

ibelokonov@mail.ru

А.В. Крамлих

kramlikh@mail.ru

И.А. Ломака

igorlomaka63@gmail.com

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева

В работе исследована возможность определения параметров углового движения (углов ориентации и угловых скоростей) наноспутника с использованием информации о геометрической видимости/невидимости навигационных космических аппаратов. Предложен подход определения параметров углового движения наноспутника в основе которого лежит алгоритм дифференциальной эволюции.

Актуальность работы заключается в расширении навигационного обеспечения наноспутника, посредством использования навигационной аппаратуры ГНСС в качестве источника информации об угловом движении. Использование данного алгоритма может быть полезно при отказе штатных бортовых измерительных наноспутника.

Использование информации о геометрической видимости/невидимости навигационных космических аппаратов (НКА) глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) позволяет получить оценку ориентации оси космического аппарата (КА), вдоль которой расположена навигационная антенна [1]. При этом погрешность определения ориентации оси КА не превысит 15 градусов. Для повышения точности определения ориентации оси КА в [2] предложен алгоритм, основанный на изменении ширины диаграммы направленности навигационной антенны. Данный алгоритм позволяет снизить погрешность определения ориентации оси КА до 2 градусов. Предложенные алгоритмы [1, 2] позволяют решать задачу определения ориентации оси КА, при одной антенне, или задачу пространственной ориентации КА, при двух и более навигационных антенн, расположенных ортогонально, по одномоментным измерениям. Для дальнейшего повышения точности по анализу геометрической видимости/невидимости НКА необходимо либо комплексировать данную информа-

цию с информацией от других измерительных средств, либо использовать модель движения.

В настоящей работе предлагается использование модели движения наноспутника относительно центра масс для оценки параметров углового движения по накопленной информации о пространственной ориентации его оси, полученной алгоритмами [1, 2]. Суть предлагаемого подхода заключается в аппроксимации данных о пространственной ориентации оси наноспутника, полученной алгоритмами [1, 2], моделью его движения. Задача аппроксимации сводится к задаче многомерной нелинейной оптимизации, при которой минимизируется функционал, представляющий собой среднеквадратичное отклонение модельных данных о пространственной ориентации оси наноспутника от данных полученным с помощью алгоритмов [1, 2]. Алгоритм дифференциальной эволюции, использованный для решения данной задачи, не требует наличия априорной информации об искомых параметрах, что является преимуществом по сравнению с традиционными методами минимизации квадратичного функционала. Данный алгоритм успешно применялся для решения аналогичных задач [3, 4]. Однако в [3, 4] были использованы традиционные средства измерения, так в [3] были использованы измерения датчика угловой скорости и акселерометра, а в [4] датчиков освещенности.

Литература

- [1] Белоконов И.В., Крамлих А.В. Методика восстановления ориентации космического аппарата при комплексировании магнитометрических и радионавигационных измерений // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. 2007. № 1 (12). С. 22–30.
- [2] Белоконов И.В., Крамлих А.В., Мельник М.Е. Модифицированный алгоритм оценивания одноосной ориентации наноспутника по геометрической видимости навигационных космических аппаратов // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2018. Т. 61. № 5. С. 409–413.
- [3] Mingliang S., Xinlong C., Shunli L., Identification of Mass Characteristic Parameters for Spacecraft Based on Differential Evolution Algorithm // Instrumentation and Measurement, Computer, Communication and Control (IMCCC). 2015 Fifth International Conference. Qinhuangdao, 2015.
- [4] Kramlikh A.V., Lomaka I.A., Nanosatellite's rotational motion parameters determination using light sensor and angular velocity sensor measurements // 25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2018 — Proceedings, 201. P. 1–3.

О ДЕМПФИРОВАНИИ КОЛЕБАНИЙ ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ

А.А. Тихонов
Л.Ф. Щербакова

a.tikhonov@spbu.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

Рассматривается электродинамическая тросовая система (ЭДТС) в околоземном пространстве. Изучается проблема стабилизации ЭДТС в орбитальной системе координат. Предложена конструктивная схема, позволяющая обеспечить стабилизацию ЭДТС в положении вдоль местной вертикали.

Выполненные к настоящему времени теоретические разработки и проведенные испытания в открытом космосе позволяют утверждать, что электродинамические тросовые системы (ЭДТС), включающие проводящие тросы, взаимодействующие с магнитным

полем Земли, могут использоваться как источники Амперовой силы тяги в околоземном пространстве [1]. В частности, ЭДТС может использоваться как перспективный источник силы тяги, не требующий расхода топлива, для решения актуальной задачи спуска с орбиты отработанных элементов космических систем. Из анализа направлений тока, протекающего вдоль троса, и магнитной индукции магнитного поля Земли следует, что наибольшей эффективностью отличается трос, функционирующий в режиме проводника с током, ориентированного в околоземном пространстве вдоль местной вертикали. Данная ориентация троса является устойчивой в центральном ньютоновском гравитационном поле, но под действием момента сил Ампера вертикальная ориентация троса разрушается [1]. Проблема неустойчивости ЭДТС известна и рассматривается специалистами как критически важная. Среди возможных подходов к решению этой проблемы предлагаются различные варианты использования устройств для периодического выключения тока, протекающего по тросу. Однако, в большинстве случаев ЭДТС должна функционировать в условиях, предполагающих непрерывное протекание тока вдоль троса в одном направлении, например, для создания упомянутой выше силы тяги с целью удаления космического мусора или для работы ЭДТС в режиме генератора мощности. Поэтому периодическое выключение тока, протекающего по тросу, или переключение направления тока снижает эффективность ЭДТС и ограничивает возможности их использования.

В работах [2, 3] предложено устройство стабилизации ЭДТС, не требующее системы управления силой тока, пропускаемого по тросу, и основанное на разделении зарядов на концах троса и использовании возникающего вследствие этого момента сил Лоренца как дополнительного стабилизирующего момента. Устройство, предложенное в [2,3], создает восстанавливающий момент, используемый для стабилизации ЭДТС. Доказаны существование, единственность и устойчивость положения равновесия троса в натянутом состоянии вдоль местной вертикали [4]. Однако для обеспечения асимптотической устойчивости вертикального положения троса наряду с восстанавливающим требуется также диссипативный момент, способ реализации которого не рассматривался в [2–4].

В докладе предлагается новый подход к синтезу активного управляющего момента диссипативного характера и конструктивная схема соответствующего демпфирующего устройства, позволяющие решить задачу стабилизации ЭДТС в состоянии ориентации вдоль местной вертикали. Показано, что если изменять величину заряда на одном из коллекторов в соответствии с условиями, определяемыми текущей ориентацией троса, а параметры троса выбирать в соответствии с условиями, учитывающими также влияние возмущающих моментов, то можно обеспечить асимптотическую устойчивость ориентации троса вдоль местной вертикали. Предложенное устройство для активного демпфирования колебаний троса позволяет повысить эффективность и быстродействие системы стабилизации ЭДТС. Приведены результаты компьютерного моделирования процесса стабилизации ЭДТС в режиме вертикального расположения троса, подтверждающие работоспособность предложенной конструктивной схемы.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 17-01-00672-а).

Литература

- [1] Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М., Наука, 1990, 336 с.
- [2] Тихонов А.А. Патент RU № 2666610 на изобретение «Устройство стабилизации электродинамической тросовой системы для удаления космического мусора» по заявке № 2017129790, Приоритет 22.08.2017, Дата гос. регистрации в Гос. реестре изобретений РФ 11.09.2018
- [3] Тихонов А.А. Об одной конструктивной схеме электродинамического троса для расширения возможностей и повышения эффективности решения задачи спуска ИСЗ с орбиты // Современные методы прикладной математики, теории управления и компьютерных тех-

нологий: Сб. тр. X междунар. науч. конф. «ПМТУКТ-2017» Воронеж: Изд-во «Научная книга», 2017. 446 с. С. 347–350.

- [4] Tikhonov A.A., Shcherbakova L.F., On Equilibrium Positions and Stabilization of Electrodynamical Tether System in the Orbital Frame // AIP Conference Proceedings, 2912. 1959, 040023. DOI: 10.1063/1.5034626

ПЛАНИРОВАНИЕ МИССИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ НА ОСНОВЕ ОТКРЫТЫХ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ

М.П. Заплетин¹

zapletin_m@mail.ru

А.Т. Жакыпов²

scipper92@mail.ru

¹ МГУ им. М.В. Ломоносова

² АО «НК «Казахстан Гарыш Сапары», г. Астана

В данной работе описывается программа для построения орбиты спутника ДЗЗ, оценки плана и возможностей для съемки интересующей области на поверхности Земли. При помощи этой программы пользователь может визуализировать орбиту любого доступного коммерческого космического аппарата ДЗЗ в требуемый период времени, провести оценку и распланировать съемку указанной территории определенным космическим аппаратом. Вычислительная часть программы основана на модели SGP4, использующей общедоступные данные TLE для спутников ДЗЗ, формулах сферической тригонометрии и эвристических методах сокращения вычислений. Программа реализована в виде веб-приложения на языках программирования JavaScript и PHP с применением библиотек Bootstrap, JQuery и Cesiumjs.

В наши дни спутниковые методы заняли ведущую роль в исследовании поверхности Земли. Это связано с дальнейшим совершенствованием космической и оптической техники, а также развитием геоинформационных систем. Основные области применения спутникового дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) — составление карт, получение информации о состоянии окружающей среды и землепользования, изучение растительных сообществ, оценка урожая сельскохозяйственных культур и последствий стихийных бедствий. Средства дистанционного зондирования эффективны при изучении загрязнения почвы и водоемов, льдов на суше и воде, в океанологии. Эти средства позволяют получать сведения о состоянии атмосферы, в том числе в глобальном масштабе. При этом услуги ДЗЗ предоставляются огромным количеством разнообразных спутников, вращающихся по низким околоземным орбитам. В связи с этим перед пользователями услуг ДЗЗ возникает проблема выбора подходящего космического аппарата. В качестве критериев отбора здесь выступают, во-первых, оптические характеристики, во-вторых, оперативность и частота съемок. Если из множества всех доступных спутников ДЗЗ условно выделить класс по схожести оптических характеристик, то для окончательного принятия решения требуется оценить: в какой мере сможет исполнить заказ на съемку тот или иной космический аппарат из этого класса. В решении последней проблемы может помочь программа, описываемая в данной работе.

Описываемый в данной работе программный продукт позволяет для любого открытого космического аппарата ДЗЗ решить следующие задачи:

1. Построить траекторию движения в заданный интервал времени.
2. Оценить частоту прохождения спутника в окрестности интересующей территории.

3. Получить все возможности для съемки заказанного участка поверхности Земли за указанный диапазон дат с учетом требований заказчика.

4. Сформировать оптимальный по быстродействию план съемок запрашиваемой области на поверхности Земли.

При этом каждая из перечисленных выше задач является частью следующей за ней задачи.

Первая из перечисленных задач решается с помощью модели SGP4 [1]. Эта модель использует TLE в качестве начальных данных и определяет положение и скорость космического аппарата в заданный момент времени. Таким образом для построения орбиты спутника достаточно прогнать модель SGP4 по указанному временному интервалу с определенным шагом.

Вторая и третья задачи объединяются в одну и являются продолжением первой. Эта задача сводится к поиску моментов времени, когда территория интереса оказывается в области видимости спутника. Помимо этого, здесь ведется расчет углов Солнца на местности в момент прохождения там спутника на случай, если клиент выставил требования к минимальной освещенности.

Относительно последней из перечисленных задач было введено допущение, что космический аппарат ДЗЗ может отснять ровно одну полосу за один пролет. С учетом сделанного предположения, к предыдущей задаче планирование добавляет следующие этапы:

- покрытие минимальной выпуклой оболочки области интереса полосами съемки;
- распределение пролетов спутника между полосами так, чтобы отснять всю требуемую область на наименьшее время.

Таким образом вычислительная часть программы основана на алгоритмах решения поставленных выше задач и подзадач [2, 3].

Сама программа представляет собой веб-приложение, написанное на языках программирования JavaScript [4] и PHP. В интерфейсе программы задействованы библиотеки JQuery и Bootstrap; визуализация 3D-графики реализована с помощью библиотеки Cesium. Само веб-приложение развернуто на сервере Apache.

Интерфейс программы состоит из панели ввода, панели вывода, основной подложки и ползунка регулировки визуализации. Основная подложка представляет собой трехмерную модель Земли. На вход программе подаются следующие данные: название спутника, стартовая и конечная даты, максимальный угол крена, минимальный угол Солнца, географические координаты области интереса. Также на панели ввода имеется три кнопки, каждая из которых выполняет соответствующее действие: отрисовка орбиты, вывод пролетов, на которых возможно провести съемку заданной территории, и планирование съемки. На панель вывода выдается список пролетов, подходящих для съемки. При выборе любого пролета из списка соответствующий участок траектории будет изображен на основной подложке, так же как и вся орбита спутника при нажатии на кнопку рисования орбиты. Ко всему прочему, в приложении можно регулировать направление и скорость анимации.

Численные эксперименты, проведенные на среднестатистическом персональном компьютере, показали достаточно хорошие результаты и высокую скорость работы. Наибольшее время счета во всех тестах не превысило 600 мс. Полученные результаты демонстрируют возможность производительного использования описанного в работе веб-приложения в сети Интернет при относительно небольших затратах на аппаратуру.

Литература

- [1] Vallado D., Crawford P., Hujsak R., Kelso T. Revisiting Spacetrack Report #3. USA, NY: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. 88 p.

- [2] Дубошин Г.Н. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М.: Наука, Глав. ред. физ.-мат. лит., 1976. 864 с.
- [3] Кормен Т., Лейзерсон Ч., Ривест Р., Штайн К. Алгоритмы. Построение и анализ. 2-е изд. М.: Издат. дом «Вильямс», 2005. 1328 с.
- [4] Вагнер Р., Вайк А. JavaScript. Энциклопедия пользователя. М.: ДиаСофт, 2005. 464 с.

КВАЗИОПТИМАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ГИРОСТАТА С ПОДВИЖНОЙ МАССОЙ В СОПРОТИВЛЯЮЩЕЙСЯ СРЕДЕ

Л.Д. Акуленко¹

gavrikov@ipmnet.ru

Т.А. Козаченко²

kushpil.t.a@gmail.com

Д.Д. Лещенко²

leshchenko_d@ukr.net

¹ Институт проблем механики имени А.Ю. Ишлинского РАН

² Одесская государственная академия строительства и архитектуры

Рассмотрена задача квазиоптимального торможения вращений в среде с сопротивлением динамически симметричного твердого тела с полостью, заполненной вязкой жидкостью, и с вязкоупругим элементом.

Исследована задача об оптимальном по быстродействию торможении вращений динамически симметричного твердого тела с полостью, заполненной жидкостью большой вязкости, под действием малого управляющего момента сил в эллипсоидальной области значений с неравными близкими значениями полуосей эллипсоида. Такая задача считается задачей квазиоптимального управления. Предполагается, что тело содержит подвижную массу, соединенную с телом сильным вязкоупругим элементом (демпфером). Эта ситуация моделирует наличие нежестко закрепленных деталей на космическом аппарате, что оказывает существенное влияние на его движение относительно центра масс. Кроме того, на тело извне действует малый момент сил сопротивления среды.

Задача синтеза квазиоптимального по быстродействию торможения динамически симметричного тела в сопротивляющейся среде исследована аналитически и численно. С помощью методики усреднения по фазе прецессионного движения проведено приближенное решение. Установлены основные свойства квазиоптимального движения.

АНАЛИЗ УПРАВЛЯЕМОГО ДВИЖЕНИЯ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ

Р.М. Хабибуллин

khabibullin.roman@gmail.com

О.Л. Старина

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва (Самарский университет)

В работе рассматривается управляемое движение исследовательского космического аппарата с солнечным парусом. Описана математическая модель движения в комбинированной гелиоцентрической системе координат. Сформулированы локально-опти-

мальные законы управления сохранения и изменения элементов. Проведен анализ управляемого движение космического аппарата с солнечным парусом.

В настоящее время растет интерес к миссиям к планетам Солнечной системы. Исследование межпланетных перелетов и околосолнечного пространства предоставляют возможность найти ответы на многие фундаментальные вопросы формирования Солнечной системы, возникновения и развития жизни на Земле. Перспективным путем снижения стоимости подобных миссий является использование физических принципов, не связанных с затратами рабочего тела, для формирования заданных гелиоцентрических траекторий, например, движение с помощью солнечного паруса (СП). Возможность сократить расходы на межпланетные миссии вызывает огромный интерес к технологии СП [1].

СП — это приспособление, использующее давление солнечного света на зеркальную поверхность для приведения в движение космического аппарата. Огромное преимущество использования СП состоит в том, что он полностью способен заменить двигательную установку на борту КА. Отсутствие рабочего тела позволяет существенно уменьшить массу всего КА.

В последние годы значительный объем работ были посвящены движению КА с СП. За прошлые десять лет большой опыт использования СП для гелиоцентрических перелетов был получен космическими агентствами США, Японии, Европы.

В качестве примера, рассматривается методика проектно-баллистического анализа КА [2], совершающего перелет Земля-астероид. Предполагается, что КА выводится из сферы действия Земли с помощью разгонного блока и после развертывания начинает автономный управляемый полет. Законы изменения углов установки парусом λ_1 и λ_2 определяются по локально-аналитическим зависимостям [3] и формируют траекторию гелиоцентрического движения центра масс.

В работе рассматривается плоский СП каркасного типа, на поверхность которого падают фотоны под углом λ к нормали СП. Для составления математической модели движения определены сила тяги СП и ускорение.

Для моделирования движения КА используется модель СП с идеально-отражающей поверхностью. Гелиоцентрическое пространственное движение КА с СП задано в комбинированной системе координат безразмерным фазовым вектором. Изменение фазовых координат в рамках задачи двух тел, с учетом возмущающих ускорений и ускорения от СП и описывается системой дифференциальных уравнений.

Разработанная математическая модель легла в основу программы для ЭВМ, которая предназначена для моделирования гелиоцентрических перелетов КА с СП к потенциально-опасным астероидам. Для решения системы дифференциальных уравнений, описывающей законы движения, используется метод Рунге–Кутты. В качестве результатов моделирования движения можно получить траекторию движения, графики зависимости параметров движения КА по времени, время полета и т. д. Полученные данные могут использоваться для оценки проектируемой миссии.

В качестве примера моделирования межпланетной миссии в разработанной программе для ЭВМ рассмотрим перелет КА с СП с орбиты Земли к потенциально-опасному астероиду. Весь перелет можно разделить на два этапа. Первый этап — приведение орбиты движения КА в плоскость орбиты астероида. Второй этап — перелет КА с СП к астероиду в плоскости орбиты. Результаты проведенного сеанса моделирования продемонстрировали способность КА с СП совершить перелет к астероиду.

Литература

- [1] Поляхова Е.Н. Космический полет с солнечным парусом. М.: Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2011. 320 с.

- [2] Khabibullin R.M., Nonlinear Modeling and Study for Control of the Research Spacecraft with Solar Sail / R.M. Khabibullin, O.L. Starinova // AIP Conference Proceedings. 2017. Vol. 1798. 9 p.
- [3] Gorbunova I.V., Starinova O.L. Control of the spacecraft with a solar sail, performing an interplanetary flight // IEEE Conference publications. 2015. P. 111–115.

ИССЛЕДОВАНИЕ УСТАНОВИВШИХСЯ ДВИЖЕНИЙ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ В РЕЖИМЕ ОДНООСНОЙ МАГНИТНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

А.И. Игнатов¹

general_z@mail.ru

В.В. Сазонов²

sazonov@keldysh.ru

¹АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

²Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Исследовано вращательное движение осесимметричного искусственного спутника с постоянным магнитом под действием механического момента, создаваемого влиянием на магнит магнитного поля Земли (МПЗ). Орбитальное движение спутника рассчитывается с учетом нецентральной гравитационного поля Земли и сопротивления атмосферы, в качестве модели МПЗ используется IGRF, собственный магнитный момент спутника параллелен оси симметрии. Построены установившиеся движения спутника, в которых эта ось совершает малые колебания относительно вектора напряженности МПЗ. Показана возможность аппроксимации таких движений набором периодических решений модифицированных уравнений движения.

Рассматривается намагниченный искусственный спутник Земли, представляющий собой осесимметричное твердое тело. Магнитный момент спутника — постоянный и направлен вдоль оси симметрии. Уравнения движения спутника состоят из двух подсистем, записанных в гринвичской системе координат. Одна подсистема описывает движение центра масс спутника, другая — изменение его собственного кинетического момента и движение орта оси симметрии. В подсистеме уравнений движения центра масс учитываются нецентральность гравитационного поля Земли и сопротивление атмосферы. Нецентральность поля учитывается с точностью до членов порядка $(16,16)$ включительно в разложении гравитационного потенциала Земли в ряд по шаровым функциям. Плотность атмосферы рассчитывается согласно модели ГОСТ Р 25645.166–2004, параметры атмосферы и баллистический коэффициент спутника считаются неизменными.

В уравнениях, описывающих изменение собственного кинетического момента спутника, учитываются гравитационный и магнитный моменты. В некоторых вариантах постановки задачи дополнительно учитывается демпфирующий момент. Предполагается, что собственный магнитный момент спутника велик, и эти уравнения содержат большой параметр. Ищутся установившиеся движения спутника, в которых его ось симметрии совершает малые колебания относительно вектора напряженности МПЗ. При отсутствии демпфирования поиск таких колебаний сводился к минимизации некоторого функционала, при наличии демпфирования с одинаковым результатом использовались как минимизация функционала, так и метод установления.

Найденные колебания на интервалах времени около 20 суток выглядят как условно периодические — достаточно точно описываются почти-периодическими функциями с конечным набором независимых частот. Наиболее значимый вклад в колебания дают гармоники, частоты которых близки к кратным удвоенной орбитальной частоты. Это обстоятельство позволяет построить аппроксимацию установившихся движений

набором периодических решений. Аппроксимирующее периодическое движение строится для каждого орбитального витка — для отрезка времени между последовательными прохождениями спутника через восходящие узлы орбиты. При построении этого движения гринвичская система координат считается инерциальной, ее положение относительно второй геоэквиаториальной системы координат фиксировано на момент прохождения начального (на данном витке) восходящего узла. Орбита спутника в «замороженной» гринвичской системе принимается кеплеровой эллиптической. Ее элементы вычисляются по фазовому вектору реальной орбиты в начальном восходящем узле. Таким образом, от витка к витку долгота восходящего узла орбиты в «замороженной» гринвичской системе координат меняется, меняется и положение орбиты относительно МПЗ и Солнца, но внутри витка эти долгота, положение относительно МПЗ и Солнца остаются неизменными. В формулах для расчета координат и компонент скорости центра масс спутника в «замороженной» гринвичской системе используются формулы кеплерова движения. В модифицированные таким способом уравнения вращательного движения время входит периодически с орбитальным периодом, и задача аппроксимации сводится к отысканию периодических решений этой системы с нужными свойствами.

Удобство построенной аппроксимации заключается в том, что, рассмотрев семейство периодических движений при различных значениях долготы восходящего узла орбиты в «замороженной» гринвичской системе координат, можно выбрать значения параметров спутника, обеспечивающих приемлемую амплитуду установившихся колебаний продольной оси спутника относительно вектора напряженности МПЗ на продолжительном интервале времени. Кроме того, предложенный способ периодической аппроксимации более точен, чем традиционный, в котором в качестве модели МПЗ используется прямой диполь.

Приведены примеры расчетов установившихся движений и построенных аппроксимаций.

ПАРАЛЛЕЛЬНЫЕ ВЫЧИСЛЕНИЯ В ЗАДАЧАХ МЕХАНИКИ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

М.Г. Ширококов
С.П. Трофимов

shirobokov@keldysh.ru
trofimov@keldysh.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Доклад посвящен обзору задач механики космического полета, решение которых оказывается эффективным при использовании многопроцессорных вычислительных систем. Даются рекомендации, основанные на полученном авторами опыте распараллеливания подобных задач.

Применение параллельных вычислений авторы делят на несколько направлений: 1) независимый расчет траекторий, 2) параллельные численные методы вычислительной математики, 3) высокоточное моделирование сил светового давления и атмосферного сопротивления. По каждому из этих направлений в докладе приводятся примеры.

Внимание уделяется и распространенным технологиям параллельного программирования (MPI, OpenMP), а также особенностям их применения для решения задач механики космического полета. На примере задачи с независимым расчетом траекторий представлены гибридные методы использования MPI и OpenMP. Расчеты были

произведены на вычислительном кластере К-60, расположенном в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН.

Исследование поддержано грантом РФФ 17-71-10242.

О ПРИБЛИЖЕНИИ ГРАВИТАЦИОННЫХ ПОЛЕЙ НЕКОТОРЫХ МАЛЫХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ ПОЛЕМ ЧЕТЫРЕХ ПРИТЯГИВАЮЩИХ ЦЕНТРОВ

А.А. Буров^{1,2}

teormech@gmail.com

А.Д. Герман³

anna@ubi.pt

В.И. Никонов^{1,2,3}

nikon_v@list.ru

¹ ВЦ им. А.А. Дородницына ФИЦ ИУ РАН

² НИУ «Высшая школа экономики»

³ CMAST, University of Beira Interior

В рамках подхода, опирающегося на метод К-средних, известный из теории распознавания образов, изучаются возможности приближения гравитационного поля небесных тел неправильной формы гравитационным полем притяжения четырех массивных точек. С помощью такого подхода построены приближения гравитационных полей астероида (1620) Географ и кометы (67P) Чурюмова-Герасименко. Выполнено сопоставление построенной модели с моделями, предлагавшимися ранее.

Как известно, для многих малых небесных тел характерна неправильная форма, поэтому привычное для небесной механики представление о потенциале притяжения таких тел, как о малом искажении потенциала гравитирующей массивной точки, оказывается неприемлемым.

Представления объектов с нерегулярным распределением масс в виде совокупности двух [1, 2] или трех [3, 4] шаров содержат симметрии, в общем случае не присущие исходным небесным телам. Так представление в виде совокупности двух шаров оказывается динамически симметричным. С одной стороны, это позволяет обнаружить движения системы, подобные прецессионным, с другой стороны, такой симметрии у реальных тел, вообще говоря, нет. Представление в виде совокупности трех шаров обладает плоскостью симметрии в распределении масс, которой в общем случае также не наблюдается.

Наиболее подходящими представляются приближения гравитационных полей с нерегулярным распределением масс с помощью полей притяжения как минимум четырех массивных точек. Ставится задача, как по имеющимся данным измерений «разумно» подобрать параметры возникающих многогранников: число и расположение вершин, а также значения масс, которые надо поместить в эти вершины.

В настоящей работе с помощью метода К-средних, восходящего к пионерским идеям выдающегося польского математика Х. Штейнгауза, изучаются возможности приближения гравитационного потенциала небесных тел нерегулярной формы потенциалом четырех гравитирующих точек. Получающиеся приближения сопоставляются с результатами, полученными ранее для астероида (1620) Географ и для кометы (67P) Чурюмова — Герасименко.

Работа выполнена частично при поддержке РФФИ, грант 16-01-00625а, а также грант EMaDeS (Centro-01-0145-FEDER-000017), the Portuguese Foundation for Science and Technologies via Centre for Mechanical and Aerospace Science and Technologies, C-MAST (POCI-01-0145-FEDER-007718).

Литература

- [1] Белецкий В.В., Пономарева О.Н. Параметрический анализ устойчивости относительного равновесия в гравитационном поле // Космические исследования. 1990. Т. 28, вып. 5. С. 664–675.
- [2] Бузов А.А., Герман А.Д., Распопова Е.А., Никонов В.Е. О применении К-средних для определения распределения масс гантелеобразных небесных тел // Нелинейная динамика. 2018. Т. 14, № 1. С. 45–52.
- [3] Herrera-Sucarrat E. The full problem of two and three bodies: application to asteroids and binaries. PhD Thesis, University of Surrey, 2012.
- [4] Бузов А.А., Герман А.Д., Никонов В.И. Использование метода К-средних для агрегирования масс продолговатых небесных // Космические исследования. 2019 (в печати).

УПРАВЛЕНИЕ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ СПУТНИКА ПРИ ИЗМЕРЕНИЯХ ГРАВИТАЦИОННОГО ПОЛЯ ЗЕМЛИ

Я.В. Маштаков¹

YarMashtakov@gmail.com

Б. Риверс²

М. Лист²

¹Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

²Центр прикладных космических технологий и микрогравитации (ZARM), Бремен

В работе рассматривается задача управления ориентацией спутника, оснащенного магнитными катушками и газовыми двигателями. Для обеспечения выполнения научной миссии необходимо с высокой точностью удерживать ориентацию аппарата, которая близка к неустойчивой гравитационной. Для управления используется алгоритм, основанный на прямом методе Ляпунова. Работа поддержана грантом РФФ №17-71-20117.

Точная карта гравитационного поля Земли в зависимости от времени может дать большое количество информации о происходящих на поверхности и внутри планеты процессах. В частности, она позволяет отслеживать изменения климата, связанные с глобальным потеплением, а именно таяние ледников.

Для составления такой карты в марте 2002 г. была запущена космическая миссия Gravity Recovery and Climate Experiment (GRACE). Она состоит из двух спутников, находящихся на низкой околоземной полярной орбите. Расстояние между двумя спутниками при этом составляет около 200 км. Для оценки гравитационного поля используется информация об изменении относительного расстояния между двумя спутниками, которое измеряется при помощи микроволнового передатчика, точность которого составляет доли миллиметра. Для проведения измерений необходимо обеспечить точную взаимную ориентацию двух аппаратов.

Для того чтобы убрать все негравитационные возмущения, на каждом из спутников установлены акселерометры. Помимо этого, для уменьшения влияния атмосферы необходимо минимизировать эффективную площадь спутника в проекции на плоскость, ортогональную скорости. В итоге, опорная ориентация для обоих аппаратов является близкой к неустойчивой гравитационной.

Из-за требований к точности измерений относительного расстояния, установка на борту гироскопической системы ориентации не представляется возможной. Поэтому, для управления ориентацией используется гибридная система, состоящая из магнитных катушек и газовых двигателей. В настоящей работе рассматривается алгоритм управления ориентацией при помощи магнитных катушек, основанный на прямом

методе Ляпунова. Он содержит в себе несколько параметров, для подбора которых используется приближение прямого диполя и анализ ляпуновских экспонент. В случае, когда катушки не справляются с удерживанием требуемой ориентации, момент магнитных катушек дополняется моментом реактивных двигателей.

В дальнейшем, для верификации предложенных алгоритмов, моделируется работа системы идентификации и управления угловым движением при помощи комплекса X-HPS, разработанного в Центре прикладных космических технологий и микрогравитации.

МЕТОДИКА ПОСТРОЕНИЯ ЭКСТРЕМАЛЕЙ ПОНТРЯГИНА В ЗАДАЧАХ С КОМБИНИРОВАННОЙ ТЯГОЙ

И.С. Григорьев¹

М.П. Заплетин^{1,2}

А.С. Самохин^{1,2,3}

М.А. Самохина^{3,1,2}

iliagri@mail.ru

Zapletin_M@mail.ru

kipt35@gmail.com

¹ МГУ им. М.В. Ломоносова

² РУДН

³ ИПУ им. В.А. Трапезникова РАН

Разрабатывается методика построения экстремалей Понтрягина в задачах с кусочно-непрерывным ограниченным управлением совокупностью динамических систем с перестройкой структуры траектории. Описывается методика перехода от решения задач в упрощенной импульсной постановке, как начального приближения для краевых задач метода стрельбы, к задачам с непрерывной тягой. Рассматривается единый критерий оптимизации на всей траектории.

Проблематика оптимизации траекторий перелетов космического аппарата (КА) с комбинированным управлением двигателями большой тяги (БТ) и малой тяги (МТ) известна давно. Эффективность использования электро-реактивной двигательной установки (ДУ) при межпланетных экспедициях отмечалась неоднократно. Использование ДУ МТ в дополнение к ДУ БТ часто позволяет увеличить полезную массу по сравнению с перелетом только с двигателем БТ.

В работах, в которых рассматривается проблема оптимизации межпланетных перелетов КА с комбинированным управлением двигателями большой и малой тяги обычно допускается ряд упрощений. Таких как аппроксимация работы ДУ БТ импульсным воздействием, или гиперболический избыток скорости КА при старте с Земли и при подлете к планете-цели. В некоторых работах орбиты планет полагаются круговыми и компланарными или средними эллиптическими. Не учитывается притяжение планеты-цели.

При традиционном подходе планетоцентрические участки не рассматриваются вовсе, или рассматриваются на основе методики точечных сфер действия, или с упрощенным функционалом, или просчитываются с аналитическим заданным неоптимальным управлением, что в частности приводит к отсутствию оптимизации всей миссии с единым критерием. Трудной задачей траекторной оптимизации является задача сквозной оптимизации всей миссии КА с учетом планетоцентрических участков и единым функционалом.

Предлагается подход к решению задачи оптимизации межпланетной миссии в такой постановке. При этом возникают отдельные проблемы построения хорошего начального приближения, нахождения вычислительной схемы метода стрельбы, по-

звolyающей решить краевую задачу принципа максимума, разработки методов преодоления перестройки структуры траектории.

Предлагаемая методика рассматривается на примере оптимизации экспедиции КА к Марсу с возвратом к Земле с единым функционалом с учетом эфемерид [1]. При построении экстремалей используется решение задач в упрощенных постановках. Для борьбы с эффектом потери точности применяется использование нескольких систем координат.

Для поиска начального приближения, необходимого для решения задачи в более сложной реалистичной постановке предлагается сначала записать исходную задачу в более простой постановке как комбинацию задач Ламберта с учетом только одного притягивающего центра на каждом участке траектории [2]. В данной постановке предлагается изучить вопрос целесообразности реализации различного количества импульсов на траектории и осуществить задел для дальнейшего поиска экстремалей за счет подробного исследования фазировки [3], провести грубый поиск глобального минимума в задаче.

Далее полученные локальные экстремумы предлагается пересчитать в постановке задачи Лагранжа с импульсным управлением, но учетом всех притягивающих центров на каждом участке траектории. После этого на основе принципа максимума Л.С. Понтрягина в задачу постепенно добавляется кусочно-непрерывная большая и малая (ограниченная, не идеально-регулируемая) тяга вместо импульсов [4]. При этом при теоретическом описании задачи предлагается использовать формализацию — управление совокупностью динамических систем переменной структуры.

При решении соответствующих краевых задач предлагается использовать многоточечную пристрелку со счетом с разных сторон траектории (в прямом и обратном времени), аппроксимацию параметров пристрелки при продолжении решения по параметру, высокоточное вычисление производной вектор-функции невязок по параметрам пристрелки, нормировку параметров пристрелки и борьбу с перестройкой структуры траектории при различном количестве активных и пассивных участков за счет введения штрафа и использования продолжения по тяге на промежуточном участке.

Авторами реализован и протестирован соответствующий программно-аппаратный комплекс. Приводятся конкретные численно рассчитанные экстремали для различных постановок задач.

Рассмотрение задачи с единым функционалом, возвратом, фазировкой и кусочно-непрерывной ограниченной комбинированной тягой и методика ее решения является новым подходом, позволяющим решать задачи космодинамики в более сложных и реалистичных постановках.

Литература

- [1] Заплетин М.П., Григорьев И.С., Самохин А.С., Самохина М.А. Оптимизация экспедиции к Фобосу с комбинированной тягой с возвращением к Земле // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. № 7. С. 1–24. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-7> (дата обращения 10.10.2018).
- [2] Samokhin A.S. Optimization of expedition to Phobos using the impulse control and solution to Lambert problems taking into account attraction of the Earth and Mars // Moscow University Mathematics Bulletin. 2014. Vol. 69, no 2. P. 84–87. URL: <http://dx.doi.org/10.3103/S0027132214020089> (дата обращения 10.10.2018).
- [3] Samokhina M.A., Samokhin A.S., Zapletin M.P., Grigoriev I.S. Method of optimal trajectories design for a spacecraft with a jet engine of a large limited thrust in problems with the phasing condition // Advances in the Astronautical sciences. 2018. Vol. 161. San Diego. P. 711–730. URL: <http://www.ipu.ru/node/47547> (дата обращения 10.10.2018).
- [4] Samokhin A.S., Samokhina M.A., Zapletin M.P., Grigoriev I.S. Optimal interplanetary spacecraft flights design with many-revolution braking maneuver by a low thrust jet engine. Advances in the Astronautical sciences. 2018. Vol. 161. San Diego. P. 587–606. URL: <http://www.ipu.ru/node/47548> (дата обращения 10.10.2018).



РАЗВИТИЕ КОСМОНАВТИКИ И ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ГАЗОДИНАМИКИ, ГОРЕНИЯ И ТЕПЛОБМЕНА

ЗАЩИТА МКС ОТ ЗАГРЯЗНЕНИЙ СТРУЯМИ ДВИГАТЕЛЕЙ ОРИЕНТАЦИИ: СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ИССЛЕДОВАНИЙ

Ю.И. Герасимов¹

yury.gerasimov@rsce.ru

В.Н. Ярыгин²

yarygin@itp.nsc.ru

В.Г. Приходько²

И.В. Ярыгин²

А.Ю. Скороваров¹

А.С. Балакин¹

¹Ракетно-космическая корпорация «Энергия», Королёв

²Институт теплофизики СО РАН им. Кутателадзе, Новосибирск

Космическая станция является сложным техническим аппаратом, на борту которого находится огромное количество устройств, которые с одной стороны необходимы для работы аппарата, а с другой — могут обладать некоторыми побочными эффектами. Ярким примером являются жидкостные ракетные двигатели малой тяги, которые используются для управления пространственным положением станции. Их работа может приводить к таким негативным явлениям, как загрязнения внешних поверхностей станции.

В настоящее время основными исполнительными органами систем ориентации Международной космической станции (МКС), являются жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ). В качестве топлива в них используются самовоспламеняющиеся компоненты — азотный тетраоксид (амил) и несимметричный диметилгидразин (гептил). Температура газа в камере сгорания составляет около 3000 К при давлении (6...10)·10⁵ Па. Для защиты стенок камеры сгорания и сверхзвукового сопла от высокотемпературных продуктов сгорания создается пристенная пленка топлива. При этом работа двигателей ориентации (ДО) сопровождается выбросом сгоревших и несгоревших фракций топлива (молекулярных кластеров и капель) в космос. Результаты как модельных, так и натуральных экспериментов показывают, что разлет продуктов неполного сгорания (ПНС) происходит практически в полную сферу — от 0 до 180° относительно оси струи. Это связано, в первую очередь, с особенностями истечения газов и жидкостей в вакуум. Потoki на углы более 90° принято называть обратными, и именно такие потоки вызывают загрязнение внешних поверхностей станции и бортового оборудования. Кроме того, существует опасность попадания контаминантов внутрь станции на скафандрах космонавтов в сеансах их выхода в открытый космос. В связи с этим минимизация загрязнения является важной и весьма сложной задачей.

Впервые на проблему загрязнения космических кораблей струями ДО обратили внимание на орбитальной станции МИР. В рамках натурального эксперимента “DVICON”, проводившегося в 1998 году, исследовалось загрязнение различных поверхностей около блоков сопел ДО. Однако наибольшее внимание проблеме загрязнения было уделено на Международной космической станции.

В данной работе описываются модельные эксперименты, выполненные в Институте теплофизики СО РАН, в которых изучались различные подходы к минимизации за-

грязнения МКС с помощью газодинамических защитных устройств (ГЗУ). Дано также описание натурального космического эксперимента, проводившегося на борту МКС РКК Энергия, по оценке эффективности ГЗУ.

Модельные исследования были направлены на изучении процессов загрязнения обратными потоками струй двигателей ориентации, в которых топливная пленка используется для охлаждения стенок сопла, а также на разработку подходов к уменьшению этого загрязнения. Проведенные экспериментальные исследования позволили установить детальную структуру газокпельного потока, формирующегося при истечении пристенной пленки жидкости со спутным потоком газа из сверхзвукового сопла в вакуум. Было показано возникновение двух характерных областей течения капельной фазы за срезом сопла: центральной и периферийной. Центральная область формируется при срыве капель с поверхности пленки жидкости внутри сопла и их дальнейшем дроблении и ускорении газовым потоком. Периферийная область образуется за счет распада пристенной пленки жидкости на выходной кромке сопла.

Один из способов уменьшить обратный поток капель состоит в использовании специальных ГЗУ, устанавливаемых на выходную часть сопла. Основными требованиями для таких устройств являются малый вес, надежная работа в условиях космоса, отсутствие влияния на тяговые характеристики двигателя. Кроме того необходимо учитывать конструктивные ограничения на сопла двигателей и их компоновку, а также срок службы космической станции.

На основе результатов модельных исследований в РКК Энергия были разработаны и изготовлены защитные устройства для двигателей ориентации МКС. В 2002 г. они были установлены на Служебный модуль ЗВЕЗДА (СМ). К этому времени была закончена первая стадия космического эксперимента «Кромка-1», цель которого состояла в оценке степени загрязнения поверхности МКС без ГЗУ. В дальнейшем эти данные были использованы в качестве начальной точки для последующих стадий эксперимента (с ГЗУ). Эти стадии прошли в 2002–2006 гг. и позволили сделать важные заключения. Главная цель космического эксперимента заключалась в оценке эффективности ГЗУ при долговременном воздействии на контрольные пластины в зонах разлета ПНС из ДО. Предварительные результаты эксперимента на орбите были получены путем анализа фотографий пластин, сделанных экипажем МКС через иллюминаторы или во время сессий выхода в открытый космос. Конечные результаты эксперимента были получены после возвращения пластин с орбиты на Землю и их исследования в лабораторных условиях.

Полученные результаты космического эксперимента подтвердили предложенную концепцию и показали высокую эффективность (уменьшение загрязнения на несколько порядков) защитных устройств, установленных на МКС. Эти результаты хорошо согласуются с результатами ранних модельных экспериментов, подтверждая как адекватность подходов к моделированию, так и работоспособность ГЗУ для решения проблемы загрязнения космических кораблей струями двигателей ориентации.

С августа 2017 г. после сеанса выхода космонавтов в космос (ВнеКД-43) на МКС проводится КЭ «ИМПАКТ» посвященный исследованию параметров выбросов из сопел ДО СМ загрязняющих фракций, при реализации циклограммы алгоритма работы ДО в режиме “Pulse Train”. Этот режим работы ДО был разработан в НАСА для минимизации нагрузок на элементы панелей солнечных батарей Американского сегмента и реализован на МКС в декабре 2013 г. Циклограммы режима “Pulse Train” характеризуются тем, что ДО работают только короткими импульсами длительностью 0,2...0,4 с при значении скважности включений $\sim 0,3$. Фактически это означает, что в новых циклограммах работы ДО СМ отсутствуют длительные импульсы непрерывной работы, которые имели место ранее при управлении ориентацией станции. При таких длительности работы удельный импульс ДО уменьшается на 40...50 с относительно значений, реализуемых

при длительной непрерывной работе. Это, в свою очередь, приводит к неизбежному увеличению процентного содержания в струе ПНС, вылетающих из сопла вместе с газовой фазой, а также срывающихся с кромки сопла в виде капель в периферийную зону.

Косвенно факт увеличения массы выброса капель и кластеров ПНС подтверждается фотографиями ГЗУ, сделанными космонавтом Г.И. Падалкой в период ВнеКД-41 (август 2015 г.) и его сообщением в ЦУП-М о значительном загрязнении поручней около блоков ДО СМ.

Сказанное выше явилось основанием для уточнения вида функции пространственного распределения ПНС в струе ДО, полученной по результатам КЭ «Кромка-1». В КЭ «ИМПАКТ» используется аппаратура и методика, отработанные ранее в четырех этапах эксперимента «Кромка-1».

В докладе приведены результаты модельных экспериментов и результаты предварительного анализа фотографий планшета «ИМПАКТ» № 1, полученных в серии регулярных сеансов фотографирования. Демонтаж планшета и его возвращение на Землю для лабораторных исследований планируется осуществить в середине 2019 г.

О РЕЖИМАХ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ КОЛЬЦЕВОЙ ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ КАВЕРНЫ ПОД УГЛОМ АТАКИ

М.М. Симоненко

sim1950@mail.ru

С.В. Гувернюк

guv@mail.ru

НИИ механики МГУ, Москва, Россия

Представлены результаты экспериментального исследования сверхзвукового обтекания кольцевой осесимметричной каверны на цилиндрикоконическом теле под углом атаки. В параметрической плоскости изменения угла атаки и относительной протяженности каверны определены границы областей, в которых возможны различные режимы течения, а также аэродинамический гистерезис обтекания тела с каверной. Рассмотрены механизмы перестройки режимов обтекания каверны на границах области гистерезиса. Установлено, что в протяженных кольцевых кавернах реализуются режимы течения, когда давление на подветренной стороне заднего уступа прямоугольного контура каверны возрастает с увеличением угла атаки и может превышать давление на наветренной стороне.

Изучение механизмов взаимодействия сверхзвукового потока газа с отрывными структурами, возникающими в кавернах, представляет собой важную практическую задачу. Кольцевые каверны (выемки, углубления) на поверхности тел нередко присутствуют на объектах аэрокосмической техники. В ряде случаев, структура таких течений неоднозначна и имеет место гистерезис, что проявляется в существовании различных режимов при одинаковых физических и геометрических параметрах. Сведения об условиях возникновения неоднозначных режимов обтекания каверн важны, в частности, при разработке систем стабилизации и управления техническими объектами с целью предупреждения нештатных ситуаций в процессе полета. В области гистерезиса структура течения в каверне зависит от предыстории его формирования. При этом само течение может быть относительно стабильным или метастабильным (склонным к переходу в другое из возможных состояний под действием относительно слабых конечных возмущений). Это открывает перспективы целенаправленного управления перестройкой крупномасштабного течения около каверны за счет относительно малых управляющих воздействий.

При осесимметричном сверхзвуковом обтекании кольцевой каверны прямоугольного осевого сечения возможны два различных режима течения в зависимости от отношения длины L каверны к ее глубине h [1, 2]. Если L/h мало, реализуется открытая каверна, в полости каверны возникает дозвуковое циркуляционное течение, отделенное от внешнего сверхзвукового потока слоем смешения. Если L/h превышает некоторое критическое значение, реализуется замкнутая каверна. В этом случае в каверне образуются две изолированные области отрыва: одна — за передним, другая — перед задним по направлению внешнего потока уступом контура каверны. Внешний сверхзвуковой поток заходит в каверну и взаимодействует с ее дном. Это приводит к образованию характерной системы волн разрежения и скачков уплотнения. В промежуточном диапазоне L/h возможны режимы как с открытой, так и с замкнутой кавернами. В реальных условиях обтекание осесимметричных тел происходит под углом атаки. Поэтому осевая симметрия течения в кольцевой каверне нарушается. Реализуются более сложные трехмерные структуры течения [2].

В настоящей работе представлены результаты экспериментальных исследований сверхзвукового обтекания кольцевой каверны на цилиндрическом теле с коническим наконечником. Исследования проведены в сверхзвуковой аэродинамической трубе А 7 НИИ механики МГУ при числе Маха $M = 3$. Конфигурация тела с каверной аналогична описанной в работе [1]: диаметр цилиндрического корпуса $D = 46$ мм, угол полураствора конического наконечника $\beta = 20^\circ$, глубина кольцевой каверны $h = 8$ мм. Относительная протяженность каверны могла автоматически изменяться в диапазоне $7 < L/h < 20$. В ходе экспериментов осуществлялось непрерывное изменение угла атаки тела в диапазоне $|\alpha| < 15^\circ$ при фиксированной протяженности каверны, а также непрерывное изменение протяженности каверны при фиксированном угле атаки. Осуществлялась видеосъемка картин оптической визуализации течений. Измерялось давление в контрольных точках на поверхности каверны.

В параметрической плоскости $(\alpha, L/h)$ идентифицированы границы областей, в которых наблюдаются неоднозначные режимы обтекания каверны. При этом наблюдаемые режимы течения могут зависеть от направления изменения α или L/h при подходе к данному положению тела и размеру каверны. Выявлены случаи, когда при изменении угла атаки режим обтекания каверны меняется необратимым образом. Первоначально замкнутая в области гистерезиса каверна открывалась при увеличении угла атаки и оставалась открытой при любых последующих изменениях угла атаки. В свою очередь, первоначально открытая каверна замыкалась при уменьшении угла атаки и оставалась замкнутой при любых последующих изменениях угла атаки.

Установлено, что для каверн большой протяженности, обтекаемых по замкнутой схеме, увеличение угла атаки приводит к повышению давления на подветренной стороне заднего уступа каверны. Это давление может даже превысить соответствующую величину давления на наветренной стороне поверхности заднего уступа каверны. Такой аномальный характер распределения давления согласуется с результатами экспериментального и численного исследования сверхзвукового обтекания прямой кольцевой ступеньки на осесимметричном теле под углом атаки [3, 4].

*Исследования проводились в рамках госбюджетной темы
AAAA-A16-116021110201-2 НИИ механики МГУ (<http://www.imec.msu.ru>).*

Литература

- [1] Гувернюк С. В., Зубков А. Ф., Симоненко М. М. Экспериментальное исследование сверхзвукового обтекания осесимметричной кольцевой каверны // Инженерно-физический журнал. 2016. Т. 89, № 3. С. 670–679.

- [2] Гувернюк С.В., Зубков А.Ф., Симоненко М.М., Швец А.И. Экспериментальное исследование трехмерного сверхзвукового обтекания осесимметричного тела с кольцевой каверной // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2014. № 4. С. 136–142.
- [3] Симоненко М.М., Зубков А.Ф. Экспериментальное исследование сверхзвукового трехмерного обтекания осесимметричного тела с кольцевым выступом на поверхности // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. № 5 (698). С. 52–59.
- [4] Simonenko M.M., Zubkov A.F., Kuzmin A.G. On the supersonic three-dimensional flow over an axisymmetric body with a forward-facing annular step // AIP Conference Proceedings. 2018. Vol. 1959, no 050031. P. 1–6.

О РЕЖИМАХ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ РОМБОВИДНОГО КРЫЛА С КОНИЧЕСКИМ СОПРЯЖЕНИЕМ КОНСОЛЕЙ

М.А. Зубин

Ф.А. Максимов

Н.А. Остапенко

ostap@imec.msu.ru

НИИ механики МГУ имени М.В. Ломоносова, Москва

Представлены некоторые результаты численного исследования возможности управления структурой течения около V-образного крыла с углом раскрытия, большим π , при несимметричном обтекании сверхзвуковым потоком при числах Маха $M = 3$ и 6 . Для устранения излома поверхности крыла по центральной хорде использован круговой конус, вписанный между плоскими консолями крыла. Показано, что введение конического сопряжения ликвидирует на подветренной консоли крыла, при его обтекании со скольжением, вихревые структуры, порождающие в коническом течении критические линии на поверхности с интенсивным растеканием потока, в окрестности которых в реальном течении могут реализоваться высокие тепловые потоки.

В [1] было показано, что при обтекании со скольжением V-образного крыла с изломом контура и углом раскрытия, большим π , когда реализуются режимы с дозвуковым (поперечным) течением в окрестности центральной хорды, наблюдается срыв потока с наветренной консоли с образованием вихря на подветренной консоли. Его существование было подтверждено в экспериментах при числе $M = 3$ [2] с использованием различных методов, в частности — специального теневого метода для визуализации конических течений. В подобных случаях в окрестности критической точки, в которую приходит линия тока, огибающая вихрь, в реальном течении могут существовать большие тепловые потоки. Для реализации около подобных крыльев структуры течения, исключающей возможность существования локально теплонапряженных областей на поверхности крыла, необходимо найти способ ликвидации образования срывного вихря в ударном слое. Таким может являться сглаживание поперечного контура в окрестности центральной хорды с помощью конуса с углом полураствора δ , вписанного во внутренний двугранный угол между консолями крыла.

Приведены результаты расчетов обтекания ромбовидного крыла с углами $\gamma = 240^\circ$ и $\beta = 45^\circ$ при числах Маха невозмущенного потока $M = 3$ и 6 в рамках теории идеального газа. Использованный в работе метод численного расчета описан в [1] и адаптирован к геометрии ромбовидного крыла с коническим скруглением в окрестности центральной хорды. Углы атаки и скольжения определяются по положению центральной хорды исходного крыла без скругления.

Для крыла с плавным сопряжением его консолей структура течения в окрестности плоскости симметрии качественно отличается от структуры течения при $\delta = 0$.

В окрестности скругления поперечного контура крыла реализуется разгон потока до сверхзвуковых скоростей на сфере и образуется ударная волна, нормально падающая на подветренную консоль, с интенсивностью, отвечающей числу Маха скорости потока у ее основания.

Установлено, что при всех значениях угла скольжения ϑ с увеличением радиуса скругления поперечного контура крыла в окрестности плоскости симметрии структура течения в ударном слое переходит к течению с узлом линий тока (стандартная особенность Ферри). Показано, что для течений со структурами, в которых отсутствует точка растекания на подветренной консоли, существуют такие значения δ , при которых интенсивность падающей ударной волны на подветренную консоль не достаточна для образования отрыва турбулентного пограничного слоя в реальном течении.

Полученные результаты расчетов свидетельствуют, что скругление поперечного контура в окрестности центральной хорды ромбовидного крыла является эффективным средством управления структурой течения в ударном слое с целью ликвидации вихревого течения на подветренной консоли, создающего напряженные условия по теплопередаче.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект №18-01-00182).

Литература

- [1] Максимов Ф.А., Остапенко Н.А. V-образные крылья с углом раскрытия, большим π , при сверх- и гиперзвуковом обтекании // Докл. РАН. 2016. Т. 469, № 6. С. 680–685.
- [2] Зубин М.А., Максимов Ф.А., Остапенко Н.А. О режимах обтекания ромбовидного крыла со срывным вихрем в ударном слое // Докл. РАН. 2017. Т. 477, № 4. С. 410–414.

ВОЛНОЛЕТЫ НА ПЛОСКИХ УДАРНЫХ ВОЛНАХ С МАКСИМАЛЬНЫМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ КАЧЕСТВОМ

Н.А. Остапенко
С.С. Страдомский

ostap@imec.msu.ru
sergei.stradomsky@yandex.ru

Научно-исследовательский институт механики МГУ

Численно решена задача об оптимальном волнолете с двумя изопериметрическими условиями с использованием модификации метода локальных вариаций. Была исследована зависимость формы оптимального волнолета от основных параметров.

Поставлена и решена задача о форме волнолета максимального аэродинамического качества, построенного на плоской ударной волне и имеющего плоскость симметрии, при двух изопериметрических условиях: заданы удельный объем волнолета и коэффициент подъемной силы. Верхняя поверхность волнолета направлена по набегающему потоку и не возмущает его. Нижняя поверхность волнолета — цилиндрическая поверхность, образующие которой составляют угол α с невозмущенным потоком. Передняя кромка волнолета — кривая, расположенная в плоскости ударной волны, составляющей угол θ с направлением набегающего потока. Кроме давления в модели взаимодействия потока с поверхностями волнолета присутствует локальный коэффициент трения. Экстремаль — распределение длины хорды волнолета по оси z — находится с использованием метода локальных вариаций, адаптированного к вариационной задаче с двумя изопериметрическими условиями. Показано, что при

нормированных C_y и C_x , где C_y и C_x — коэффициент подъемной силы и силы сопротивления соответственно, задача сводится к поиску минимума функционала C_x , зависящего от пяти параметров: α , M , Re — чисел Маха и Рейнольдса, C — тангенса угла наклона донного среза к оси z и m — параметра, характеризующего состояние пограничного слоя. Показано, что экстремаль не зависит от числа Рейнольдса, а только от параметра m . В качестве начального контура волнолета в плане принимался контур, состоящий из отрезков прямых, который ни при каких сочетаниях определяющих параметров не является экстремалью. Определена форма оптимального волнолета при отсутствии и наличии ограничений на длину и размах волнолета, а также на тепловой поток к передней кромке при различных комбинациях определяющих параметров и состояниях пограничного слоя. Установлено, что оптимальный волнолет, как правило, имеет боковые шайбы. Показано, что при уменьшении угла α аэродинамическое качество у оптимальных волнолетов увеличивается. Показано, что при увеличении C и при сохранении изопериметрических условий, аэродинамическое качество увеличивается на пару процентов в лучшем случае. Рост числа Маха при сохранении состояния пограничного слоя приводит к значительному изменению формы оптимального волнолета.

*Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ
(проект № 18-01-00182).*

ПЛОСКИЕ КОНТУРЫ С МАКСИМАЛЬНОЙ ТЯГОЙ В НЕИЗЭНТРОПИЧЕСКОМ ПОТОКЕ

А.Р. Мустаев

sentry-cod4@mail.ru

Н.А. Остапенко

ostap@imec.msu.ru

НИИ механики МГУ им. М.В. Ломоносова

Аналитически и численно поставлены и решены плоские задачи о контуре и сопле максимальной тяги в сверхзвуковом потоке с ударными волнами, в классе контуров, состоящих из прямолинейного участка, точки излома, порождающей волну, и второго, в общем случае криволинейного, участка, приходящего в концевую точку сопла (контур).

Постулируется, что оптимизируемый контур, соединяющий две заданные точки A и C , причем $X_A < X_C$ и $Y_A < Y_C$ состоит из двух отрезков. Первый из них, прямолинейный, разворачивает однородный сверхзвуковой поток, имеющий место при $X = X_A$ и $Y < Y_A$, в волне разрежения Прандтля — Майера с центром в точке A на некоторый заранее неизвестный угол θ , разгоняя его до значительных сверхзвуковых скоростей. Второй, в общем случае криволинейный, с неизвестной формой, следует за первым с изломом в точке сопряжения B , $X_A < X_B < X_C$, где образуется ударная волна, повышающая давление на этом отрезке контура.

Первая из рассмотренных задач носит модельный характер и относится к оптимальному профилированию хвостовой части тела с плоской нижней (или верхней) поверхностью, не возмущающей сверхзвуковой поток. В некоторой точке A указанная поверхность терпит излом, за которым контур тела должен прийти в некоторую точку C . В соответствии с высказанным постулатом ищется контур, соединяющий точки A и C , генерирующий ударную волну в своей точке излома и доставляющий максимум функционалу тяги. Взаимодействие сверхзвукового потока за волной Прандтля — Майера со стенкой на участке BC моделируется по формуле Ньютона. Показано, что экстремаль состоит из двух отрезков прямых, причем второй составляет с первым

угол $\theta/2$. В зависимости от числа Маха M невозмущенного потока и удлинения профилируемой кормовой части тела $\lambda = (Y_c - Y_A)/(X_c - X_A)$ построены области существования экстремалей, соответствующие разным θ . Установлено, что каждому углу θ в плоскости параметров (M, λ) отвечает ограниченная кривая, концы которой соответствуют коническому профилю — отрезку прямой, соединяющему точки A и C . Установлено, что отношение сил тяги эквивалентных ударного и конического контуров может изменяться от 1 до ∞ . Точное решение соответствующей оптимизационной задачи в классе отрезков прямых значительно расширяет область существования «ударных» контуров.

Вторая задача относится к построению плоского сверхзвукового сопла максимальной тяги с заданными координатами входа ($X_A = 0, Y_A > 0$ — критическое сечение сопла, в котором задано число Маха потока, несколько превышающее единицу: $M = 1,01$) и выхода (X_c, Y_c). Для приближенного определения формы экстремали на отрезке $[X_B, X_C]$ рассмотрена задача об оптимальной форме указанного отрезка при моделировании потока в сопле на отрезке $[X_A, X_C]$ потоком от плоского сверхзвукового источника со звуковой линией, проходящей через точку A . Взаимодействие потока от источника со стенкой сопла на отрезке $[X_B, X_C]$ моделируется по формуле Ньютона. Показано, что каждый луч, выходящий из центра источника под некоторым углом $\varphi \leq \theta$, составляет в точке пересечения с элементарным отрезком экстремали угол $\varphi/2$. Следовательно, криволинейный отрезок экстремали является параболой, в фокусе которой располагается центр источника.

С использованием построенного вычислительного кода, в котором использован метод сквозного счета, проведены параметрические расчеты течения в сверхзвуковой части сопла, состоящего из конического с углом θ и криволинейного участков, и его тяги, которая сравнивается с тягой эквивалентного конического сопла. Установлено, что в зависимости от определяющих параметров задачи тяга оптимального сопла, состоящего из прямолинейного отрезка и сопрягающегося с ним криволинейного отрезка, может превышать на несколько процентов тягу эквивалентного сопла с прямолинейной стенкой.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 18-01-00182).

РОЛЬ НЕЛИНЕЙНОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ ПРИ ТУРБУЛИЗАЦИИ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОТОКА ГАЗА

Р.Я. Тугазаков renatsan@yandex.ru

ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского

Показано, что нелинейная неустойчивость при малых числах Рейнольдса приводит в сверхзвуковом потоке газа к образованию интенсивных почти двумерных волн, которые, распадаясь на менее интенсивные волны, приводят к турбулизации потока.

По основной концепции, принятой в последнее время, возникновение турбулентности связано с потерей устойчивости исходного ламинарного течения. Монография [1] является одной из первых работ, в которой подробно изложены теоретические подходы на решение данной проблемы с точки зрения неустойчивости пограничного слоя, а также описаны много численные факторы, влияющие на переход в эксперименте (внешние возмущения, температура, затупление и т. д.).

В настоящей работе прямым численным моделированием в рамках нестационарных уравнений Навье–Стокса без привлечения моделей турбулентности проведено исследование обтекания пластины с числами Маха 2 и 4. Основным содержанием данной работы, в отличие от многочисленных исследований по теории линейной устойчивости, является процесс изучения нелинейной неустойчивости в переходный период от ламинарного течения к турбулентному [2, 3]. В работе описан процесс образования акустических наклонных волн сильной интенсивности и влияние этих волн на структуру турбулентного пограничного слоя. При расчетах обтекания на набегающий поток накладывались внешние возмущения в виде гармонических колебаний достаточно сильной интенсивности около процента относительно давления невозмущенного газа.

Результаты расчетов с $M = 2$ показывают, что в начале пластины при малых числах Рейнольдса устанавливается устойчивая система когерентных вихрей и происходит усиление внешних волн по интенсивности на порядок. Образуются интенсивные почти двумерные волны, которые потом распадаются на менее интенсивные волны с образованием пространственных вихревых структур. Течение еще не турбулентное. С увеличением числа Рейнольдса наблюдается резкое всплытие вихрей от поверхности пластины (берстинг), толщина пограничного слоя утолщается в 2–3 раза, что подтверждает результаты эксперимента [1], и становится равной длине возбуждающей волны. Ситуация напоминает процесс образования турбулентности за счет «взбалтывания» части потока газа [4], т. е. выведения потока из квазиравновесного состояния.

При больших скоростях $M = 4$ процесс турбулизации потока при обтекании пластины отличается от описанного ранее. Начальные возмущения из гармонических колебаний превращаются в возмущения, состоящие внутри пограничного слоя из ударных волн и волн разрежения, хотя в среднем за одно колебание с частотой в диапазоне 800...2000 кГц величина давления практически сохраняется на значении, близком к 1.

В области максимальных усиления значительно растут давление, энтропия и температура, что соответствует переходу от ламинарного течения к турбулентному. При линейном усилении, добавки параметров газа, получаемых при воздействии положительной и отрицательной фаз волны, практически гасят друг друга, и малые возмущения практически не влияют на средние параметры течения. При нелинейных усилениях в ударной волне существует рост энтропийных возмущений, которые не гасятся в простой волне разрежения. Это и приводит к росту температуры и энтропии. Волны, образующиеся внутри пограничного слоя, взаимодействуя с его внешней границей, порождают вихри, которые турбулизируют поток.

Следует отметить, что при достаточно сильной интенсивности внешних возмущений в начальной стадии турбулизации не реализуются пульсации с внутренней частотой системы. Это объясняется тем, что внешние возмущения, проходя головную ударную волну, движутся над пограничным слоем и навязывают потоку через давление свою частоту и интенсивность, забывая внутренние частоты. Совпадение результатов эксперимента и численного счета объясняется так: в процессе воздействия внешних возмущений в потоке образуются крупномасштабные вихри, которые численный метод «разрешает» по размеру и частоте [2]. Так как крупные вихри несут максимум энергии, а роль мелкомасштабных вихрей ничтожна, то наблюдается совпадение результатов счета и эксперимента.

Литература

- [1] Гапонов С.А., Маслов А.А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. С. 143
- [2] Lipatov I.I., Tugazakov R.Ya. Generation of Coherent Structures in Supersonic Flow past a Finite-Span Flat Plate// Fluid Dynamics. 2015. Vol. 50, no. 6. P. 793–799.

- [3] Липатов И.И., Тугазаков Р.Я. Нелинейная неустойчивость в области перехода от ламинарного к турбулентному движению газа при сверх-звуковом пространственном обтекании пластины // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2018. № 2. С. 113–119.
- [4] Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика. Т. 6: Гидродинамика. М.: Наука, 1988, 736 с.

ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ ЗАДНЕЙ ЧАСТИ КОРПУСА ВОЗВРАЩАЕМОГО БОКОВОГО БЛОКА РАКЕТОНОСИТЕЛЯ НА ДОННОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ НА РЕЖИМАХ ВЫВЕДЕНИЯ И ВОЗВРАЩЕНИЯ

Д.С. Федоров

ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского

В работе численно исследуется влияние формы задней части корпуса возвращаемой первой ступени ракетоносителя на донное сопротивление на режимах выведения и возвращения. Задача решается в осесимметричной постановке на программном комплексе ANSYS FLUENT. Рассматривается форма задней части корпуса в виде цилиндра и в виде нескольких обратных конусов.

Литература

- [1] Петров К.П. Аэродинамика ракет. М.: Машиностроение, 1977.
- [2] Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1985.
- [3] Петров К.П. Аэродинамика транспортных космических систем. М.: Эдиториал УРСС, 2000.

ТРАНСФОРМАЦИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

М.А. Котов

ma_kotov@mail.ru

Л.Б. Рулева

ruleva@ipmnet.ru

С.И. Солодовников

С.Т. Суржигов

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Для гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы ($M = 6...8$) изготовлены и испытаны сменные конструкции, изменяющие геометрию входного и выходного сечения сопла. Трансформация ударной установки вызвана сменой заданий на эксперименты при валидации разрабатываемых авторских расчетных кодов.

Экспериментальные исследования на гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе (ГУАТ) ИПМех РАН [1, 2] проводятся в широком диапазоне чисел Маха и давлений как в ударной, так и в аэродинамической частях установки. Это обусловлено сменными раструбами, которые изменяют геометрию выходного сечения сопла, и насадками на критическое сечение сопла, которое входит в ударную часть ГУАТ. Возможно также изменение длины ударной части ГУАТ. Трансформация ударной установки сопряжена со сменой заданий на эксперименты, варьированием необходимого квазистационарного периода регистрации ударно-волновых структур около моделей ЛА при ограниченном времени на подготовку исследований.

Экспериментально определены влияния заданных параметров в камерах высокого и низкого давлений на длительность и величину стационарного состояния давления за фронтом ударной волны и давления Пито за срезом сопла во всех его имеющих трансформациях.

Экспериментальная работа на ГУАТ согласуется с расчетом конфигураций сопел, с физической кинетикой движения ударной волны и расчетом полей гиперзвуковых течений. Расчеты, выполняемые по авторским кодам, разрабатываемым в ИПМех РАН [3] для решения фундаментальных задач по созданию расчетно-теоретических моделей гиперзвуковых течений с учетом неравновесных физико-химических процессов и селективного теплового излучения, сопровождаются многочисленными режимами экспериментальных работ на ГУАТ.

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] Kotov M.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T. Preliminary experimental assessment of supersonic airflow behavior over ExoMars and X-43 inlet models using multiple flow regime shock tube // Journal of Physics: Conf. Series 1009. 2018. URL: <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1009/1/012038/pdf> (accessed 12 december 2018).
- [3] Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Расчетно-экспериментальные исследования структуры высокоскоростного потока газа при обтекании моделей фрагментов летательных аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2017. Т. 1. № 3 (114). С. 18–30. DOI: 10.18698/0236-3941-2017-3-18-30 26.05.17.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ СТАНДАРТНЫХ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ РАЗЛИЧНЫХ МОДИФИКАЦИЙ МЕТОДА КОНТРОЛЬНОГО ОБЪЕМА

Д.С. Яцухно yatsukhno-ds@rambler.ru

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Выполнено расчетное исследование обтекания стандартных баллистических моделей с применением метода контрольного объема. Представлены результаты расчета аэродинамических характеристик и распределения газодинамических параметров.

Настоящая работа посвящена определению параметров аэротермодинамики стандартных баллистических моделей НВ-1 и НВ-2 на основе метода контрольного объема [1]. Выбор объекта исследования обусловлен наличием значительного объема опубликованных экспериментальных данных, полученных в ведущих исследовательских центрах мира.

Особенностью настоящей работы является применение различных модификаций AUSM [2] конечно-разностных схем для решения задачи о распаде произвольного разрыва в рамках общего подхода метода расщепления по физическим процессам [3]. При расчетах использовались тетраэдральные и гексаэдральные сетки.

Литература

- [1] Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Применение метода расщепления по физическим процессам для расчета гиперзвукового обтекания пространственной модели летательного аппарата сложной формы // Теплофизика высоких температур. 2013, Т. 51, № 6. С. 897–911.
- [2] Liou M.-S., Steffen C. A New Flux Splitting Scheme // J. Comput. Phys. 1993. Vol. 107. P. 23.
- [3] Марчук Г.И. Методы расщепления. М.: Наука, 1988. 263 с.

МОДЕЛИРОВАНИЕ АБСОЛЮТНО УПРУГИХ И НЕУПРУГИХ СОУДАРЕНИЙ ОСКОЛКОВ МЕТЕОРНОГО ТЕЛА

В.Т. Лукашенко¹
Ф.А. Максимов^{1,2}

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

¹ Институт аналитического приборостроения РАН

² Механико-математический факультет Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова

Представлен метод моделирования динамики для системы осколков метеорного тела, позволяющий рассчитывать абсолютно упругие и неупругие соударения при заданном коэффициенте потери кинетической энергии. Рассмотрена задача о полете системы из двух тел, расположенных вдоль потока. При абсолютно упругих соударениях тела периодически сталкиваются, существует равновесное расстояние между телами. При неупругих соударениях колебания затухают.

При полете в атмосфере достаточно массивное метеорное тело может проходить через несколько стадий разрушения [1]. Каждую такую стадию можно разбить на несколько этапов: 1) распад единого тела на множество осколков; 2) совместный полет образовавшихся осколков как группы тел, сопровождающийся постепенным изменением конфигурации и разлетом тел; 3) независимый полет отделившихся осколков и образовавшихся устойчивых групп осколков после их разлета на достаточно большое расстояние. Наименее изученным и представляющим существенный интерес для моделирования является 2-й этап разрушения метеорного тела, когда тело распалось на группу близкорасположенных осколков. Интерференция между телами будет приводить к постепенному перестроению образовавшейся системы и, как следствие, изменению траектории полета отдельных осколков.

В работе [2] был предложен многосеточный метод моделирования течения около системы тел. Строится сетка основного течения с постоянным шагом по пространству на которой численно решаются уравнения Эйлера. Для каждого обтекаемого тела строятся отдельные сетки на которых численно решаются уравнения Навье–Стокса в приближении тонкого слоя. В узлах вблизи границы сеток обтекаемых тел устанавливается взаимный обмен значениями газодинамических переменных с узлами сетки общего течения. Такой подход позволяет учесть вязко-невязкие эффекты течения вокруг обтекаемых тел, а также рассматривать конфигурации из достаточно произвольного количества тел разных размеров, форм и плотности.

В статье [3] авторами была представлена адаптация и результаты использования этого метода для решения сопряженной задачи, когда аэродинамическая и баллистическая задачи решаются параллельно. При заданной начальной конфигурации тела обтекаются однородным равномерным потоком. Принимается во внимание положение тел относительно друг друга, однако различием в скорости отдельных тел пренебрегают — подобным образом исследуются свойства тел при испытаниях в

аэродинамических трубах. По найденному распределению давления рассчитываются полные аэродинамические силы, действующие на каждое отдельно взятое тело, и на следующем шаге решается баллистическая задача. В соответствии с уравнениями динамики производится расчет состояния системы (координаты и скорости тел) через некоторый малый интервал времени. Тела перемещаются — каждое тело смещается на расстояние, соответствующее относительному смещению этого тела в системе (т. е. за исключением смещения всей системы в среднем). При этом шаг интегрирования по времени задается таким образом, чтобы максимальное смещение каждого тела составляло не более заданной фиксированной величины.

Таким образом, на каждом шаге численных расчетов получается установившаяся картина течения, однако из-за различия в действующих аэродинамических силах на каждое тело конфигурация системы из осколков метеорного тела в динамике изменится. Как показали исследования достаточно часто это приводит к тому, что тела сближаются и сталкиваются. В связи с этим разработанный метод моделирования динамики был дополнен алгоритмом для моделирования соударений между телами. Существуют две принципиально различные модели удара: модель абсолютно упругого удара и модель абсолютно неупругого удара. Представленный алгоритм оказалось возможно реализовать в обобщении при помощи специального параметра k , отвечающего за потерю кинетической энергии. При $k=0$ кинетическая энергия полностью сохраняется при ударе, то есть происходит абсолютно упругий удар; при $k=1$ кинетическая энергия теряется, тела сталкиваются и происходит обмен импульсом по закону абсолютно неупругого соударения тел. При $0 < k < 1$ происходит неупругий удар с частичной потерей кинетической энергии. Отдельно отметим, что алгоритм позволяет задавать коэффициент k для каждого отдельного соударения в зависимости от характеристик сталкивающихся тел: скорости, направления соударения, плотности, рыхлости и т. п.

Данный метод моделирования применен для решения задачи о полете системы из двух одинаковых тел, расположенных на одной линии вдоль потока. При данной конфигурации тел позади расположенное тело из-за меньшего аэродинамического сопротивления будет постепенно вытягиваться в след впереди летящего тела — эффект коллимации [4] — в результате тела столкнутся. При абсолютно упругом ударе тела обменяются кинетической энергией, сзади расположенное тело будет постепенно отставать из-за уменьшения собственной скорости, но со временем из-за меньшего замедления со временем будет опять догонять впереди расположенное тело, приводя к повторению цикла. Выявлено, что при этом существует равновесное максимальное расстояние между телами, к которому стремится система при отличающемся начальном состоянии. При неупругом ударе ($k > 0$) будет наблюдаться схожая картина, однако циклические колебания будут постепенно затухать, приводя при $k=0$ к совместному полету тел рядом друг с другом.

Для исследования устойчивости приведенной конфигурации из двух тел также был рассмотрена аналогичная задача в случае, когда позади расположенное тело сдвинуто на небольшое расстояние перпендикулярно направлению набегающего потока относительно впереди летящего тела. Тогда на тело, находящееся в следе, будет действовать не только продольная, но и боковая сила. В ряде случаев это будет приводить к столкновению тел, после которого тела будут разлетаться в разные стороны. Возможна реализация траекторий, когда тела меняются местами без реализации соударения между ними, а также разлет тел после нескольких соударений. Однако случай совместного полета тел друг за другом при данной постановке задачи не реализуется.

Литература

- [1] Кринов Е.Л. Железный дождь. М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1981. 192 с.

- [2]. Максимов Ф.А. Сверхзвуковое обтекание системы тел // Компьютерные исследования и моделирование. 2013. Т. 5, № 6. С. 969–980.
- [3]. Лукашенко В. Т., Максимов Ф. А. Математическая модель разлета осколков метеорного тела после разрушения // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. Вып. 9.
- [4]. Барри Н.Г. Аэродинамика фрагментов метеорного тела. Эффект коллимации // Астрономический вестник. 2010. Т. 44, № 1. С. 59–64.

ПРОНИКНОВЕНИЕ ПЛАМЕН РАЗБАВЛЕННЫХ МЕТАНО-КИСЛОРОДНЫХ СМЕСЕЙ ЧЕРЕЗ ПЛОСКИЕ ПРЕПЯТСТВИЯ С НЕСКОЛЬКИМИ ОТВЕРСТИЯМИ

Н.М. Рубцов
Г.И. Цветков
В.И. Черныш

nmrubtss@mail.ru

Институт структурной макрокинетики и проблем материаловедения РАН,
Московская обл., Черноголовка

Установлено, что минимальный диаметр отверстия, через которое может проникнуть пламя разбавленной метано-кислородной смеси при начальных давлениях ниже атмосферного, и минимальное давление проникновения пламени уменьшаются с увеличением количества отверстий. Максимальное давление и максимальная акустическая интенсивность намного больше для препятствий с двумя и тремя отверстиями, чем с одним центральным отверстием.

В соответствии с понятием предела проникновения пламени по диаметру единственного отверстия в препятствии, существует критическое значение диаметра; при меньшем диаметре пламя через отверстие не проникает. Мы ранее показали, что пламя разбавленной смеси $\text{CH}_4 + \text{O}_2$ проходит через мелкие сетки, т. е. через большое количество отверстий весьма малого диаметра [1], т. е. количество отверстий влияет на предел проникновения пламени. Для низких скоростей турбулентного горения акустическое приближение уравнений Навье–Стокса является удобной основой для моделирования [2]. Данная работа посвящена экспериментальному установлению влияния количества отверстий в плоском препятствии на минимальные диаметр и давление проникновения пламени.

В работе установлены особенности проникновения пламен стехиометрических смесей метана с кислородом, разбавленных углекислым газом CO_2 и аргоном Ar при начальных давлениях 100...200 Торр и 298 К в горизонтальном цилиндрическом кварцевом реакторе длиной 70 см и 14 см в диаметре, описанном в [1], через плоские препятствия (14 см в диаметре с двумя круглыми отверстиями диаметром 15 мм или тремя круглыми отверстиями диаметром 12 мм), помещенные вертикально в середину реактора. Горючую смесь (15,4 % $\text{CH}_4 + 30,8$ % $\text{O}_2 + 46$ % $\text{CO}_2 + 7,8$ % Ar) составляли заранее; CO_2 добавляли для увеличения качества съемки за счет уменьшения скорости пламени; Ar добавляли для уменьшения порога искрового разряда. Реактор заполняли горючей смесью до необходимого давления. Затем осуществляли искровой разряд (1,5 Дж).

Регистрацию распространения фронта пламени осуществляли с боковой стороны реактора с помощью двух скоростных цифровых камер Casio Exilim F1 Pro (частота кадров 600 s^{-1}). Одна из них была снабжена интерференционным фильтром 435 нм, чтобы выделить полосы CH ($A_1\Delta - X_2\Pi$) при 431 нм. Акустические колебания регистрировали микрофоном Ritmix (до 40 кГц).

Вклад химических факторов (обрыв активных центров на поверхности препятствия) качественно учитывали при численном моделировании уравнений Навье–Стокса для сжимаемой реагирующей среды в приближении малого числа Маха [2] на примере двухмерной плоской задачи в проекции «вид сбоку».

$$\rho T = P; \quad (a)$$

$$\rho_t + (\rho v)_y + (\rho u)_x = 0; \quad (б)$$

$$\rho(u_t + v v_y + u v_x) + P_y / \gamma M^2 = 1 / Fr + Sc(\nabla^2 v + 1/3 K_y); \quad (в)$$

$$\rho(v_t + v u_y + u u_x) + P_x / \gamma M^2 = 1 / Fr + Sc(\nabla^2 u + 1/3 K_x); \quad (г)$$

$$\rho(T_t + v T_y + u T_x) - (\gamma - 1) / \gamma P_t - (\gamma - 1) M^2 (P_t + u P_x + v P_y) = \nabla^2 T + \beta_1 W; \quad (д)$$

$$\rho[C_t + v C_y + u C_x] = \nabla^2 C - \beta n W; \quad (е)$$

$$\rho[n_t + v n_y + u n_x] = \nabla^2 n + 2\beta n W; \quad (ж)$$

$$P_{tt} - 1 / M^2 \nabla^2 P = q(C_p - 1) \beta W_t \quad (з)$$

где $W = C \exp(\zeta - \zeta / T)$, $\nabla^2 = (\)_{yy} + (\)_{xx}$ — двумерный лапласиан, $K = v_y + u_x$, $P_{tt} = D^2 P / Dt^2$, $D(\) / Dt$ — материальная производная. В расчетах принимали, что значения давления удовлетворяют волновому уравнению (последнее уравнение системы), которое в допущении малых возмущений можно получить из уравнений неразрывности и сохранения импульса. $P(x, y, t) = P_0(t) + \gamma M^2 p_2(x, y, t) + O(M^3)$, $P_0(t)$ — статическое давление, $p_2(x, y, t)$ — динамическое давление. Здесь (u, v) — компоненты скорости в направлениях x , y соответственно; ρ — плотность; T — температура. C — концентрация исходного вещества, $1 - C$ — степень превращения, ζ — безразмерный коэффициент, имеющий смысл E/R , где E — энергия активации, R — газовая постоянная. Безразмерный параметр — критерий Шмидта $Sc = \nu / D$, D — коэффициент диффузии, ν — кинематическая вязкость, γ — отношение теплоемкостей при постоянном давлении и постоянном объеме; β_1 характеризует выделение тепла на единицу концентрации C , β — коэффициент, пропорциональный второму числу Дамкелера. Поскольку уравнение (з) получают с использованием уравнений неразрывности и сохранения количества движения, то при дальнейшем анализе исключили уравнение первого порядка (б). Скорость реакции задавали с помощью простейшего цепного механизма: $C \rightarrow 2n$ (зарождение цепей) и $n + C \rightarrow 2n +$ продукты (разветвление цепей), уравнения (е), (ж). Начальное условие было $T = 10$ на левом торце канала, в канале находилось препятствие. Граничные условия (включая отверстие) были $dC/dx = dC/dy = 0$, $u = 0$, $v = 0$, $dp/dx = dp/dy = 0$, $dT/dt = T - T_0$, C — безразмерная концентрация, u, v — компоненты скорости, ρ — плотность, T — температура. Граничное условие I рода $n = 0$ принято только на поверхности препятствия. Начальная плотность ρ_0 и давление P_0 выбраны так, чтобы пламя не проникало через единственное центральное отверстие той же ширины. Решение задачи выполнено с использованием пакета FlexPDE 6.08 PDE Solutions Inc. [3].

Ранее мы экспериментально определили минимальный диаметр проникновения пламени через препятствие с единственным центральным отверстием, которое в нашей установке составило 20 мм, минимальное давление проникновения пламени через это отверстие составило 170 Торр. Дверца безопасности не открывалась при этих условиях, т. е. максимальное давление во время горения в реакторе было ниже, чем 1 атм. Однако проникновение пламени горючей смеси через плоское препятствие с двумя отверстиями при начальном давлении 155 Торр и через плоское препятствие с тремя отверстиями при начальном давлении 150 Торр сопровождалось резким звуком, при этом дверца безопасности открылась, т. е. максимальное давление превысило 1 атм. Таким образом, диаметры отверстий для препятствий значительно меньше, чем минимальный диаметр проникновения пламени через препятствие с одиночным

центральной отверстием (20 мм). Начальное давление проникновения пламени через эти препятствия также меньше, чем минимальное общее давление проникновения пламени через одиночное центральное отверстие (170 Торр). Однако максимальное давление и максимальная акустическая интенсивность оказались намного больше для препятствий с двумя и тремя отверстиями, т. е. два отверстия и тем более три являются более эффективными турбулизаторами, чем одиночное отверстие, при этом предел по диаметру заметно понижается с увеличением числа отверстий. Результаты моделирования проникновения пламени через препятствия оказались в качественном согласии с данными экспериментов.

Приведенные результаты позволяют прийти к заключению, что при оценке пожарной безопасности помещения с несколькими отверстиями величину минимального размера единственного отверстия использовать не следует, потому что при увеличении количества отверстий размер отверстия, достаточный для проникновения пламени, уменьшается.

Литература

- [1] Rubtsov N.M. The Modes of Gaseous Combustion, Heat and Mass Transfer. Springer International Publishing Switzerland, 2016. 290 p.
- [2] Majda A. Equations for Low Mach Number Combustion, Center of Pure and Applied Mathematics. University of California, Berkeley, 1982, PAM-112.
- [3] Backstrom G. Simple Fields of Physics by Finite Element Analysis. GB Publishing, 2005.

ИЗМЕНЕНИЕ ТЯГОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ГИБРИДНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИМ ПОЛЕМ

И.А. Зырянов

А.П. Позолотин

А.Г. Будин

В.В. Каргапольцев

b185@mail.ru

Вятский государственный университет

В настоящей работе представлены результаты экспериментального исследования тяговых характеристик модельного гибридного ракетного двигателя в присутствии электростатического поля в камере сгорания. Показана интенсификация тяги двигателя и скорости горения твердого компонента топлива при наличии поля. Указаны механизмы влияния электростатического поля на внутриваллистические характеристики двигателя.

Поиск новых технологий, направленных на повышение энергоэффективности и экологичности энергоустановок, является важной научно-технической проблемой. При этом в последнее время возрастает интерес к интенсификации горения в гибридных ракетных двигателях и сходных энергоустановках, где горение происходит в условиях высокоэнтальпийных потоков [1]. Это объясняется перспективностью использования гибридных двигателей для ряда практических задач, требующих недорогих, экологичных и относительно простых двигателей. Кроме того, гибридный ракетный двигатель является отличной модельной системой, на которой можно отработать новые методы управления энергоустановками. Классические пути решения проблем повышения энергоэффективности таких систем (профилирование канала горения, внедрение систем турбулизации или закрутки потока окислителя и пр.) хорошо изучены и успешно

применяются [2], однако дальнейшее развитие их сдерживается максимально достигнутым результатом.

Поэтому является актуальным и вызывает интерес применение бесконтактного метода влияния на процессы горения в гибридных ракетных двигателях электростатическим полем.

В настоящей работе с целью повышения скорости горения твердого компонента топлива и, соответственно, увеличении тяги гибридного ракетного двигателя в камере сгорания двигателя, описанного в работе [3], создавалось электростатическое поле. В данном модельном двигателе в качестве твердого компонента топлива использовались цилиндрические блоки из полимеров (ПММА, полиэтилен, полиамид), окислитель, продуваемый по каналу топливного блока — газообразный кислород. Электростатическое поле создавалось между двумя изолированными электродами: один электрод располагался вокруг топливного блока, второй — по центру канала горения, вдоль его оси.

Результаты экспериментальных исследований показали перспективность указанного способа влияния на внутрибаллистические характеристики двигателя электростатическим полем. При наложении поля скорость горения твердого компонента топлива увеличивалась до 31 % для ПММА, 17% для полиамида, 8 % для полиэтилена при разности потенциалов между электродами, достигающей до 7 кВ.

Прирост в скорости горения обуславливал увеличение тяги гибридного ракетного двигателя. Для топливных пар на основе ПММА/полиамида/полиэтилена и газообразного кислорода она составляла 21, 16 и 3 % соответственно.

Объяснение полученным эффектам можно дать, исходя из различных механизмов действия поля на гетерогенное горение, реализующееся в гибридном двигателе. Это может быть как влияние в газовой фазе, посредством «ионного ветра», изменяющего положение фронта пламени, и, соответственно, теплового потока в конденсированную фазу, так и механизмы, реализующиеся на границе раздела фаз в поверхностном слое твердого компонента топлива. Здесь проявляются такие эффекты как интенсификация диспергирования вещества с поверхности топливного блока, изменение энергии активации, и, как следствие, ускорение процесса пиролиза полимера. Указанные механизмы влияния могут преобладать друг над другом в зависимости от свойств топливных пар и условий работы двигателя, их дальнейшее изучение является, безусловно, важной задачей.

В целом, используемый метод влияния электростатического поля, созданного в камере сгорания двигателя, на скорость горения твердого компонента топлива в гибридном ракетном двигателе является принципиально новым для энергоустановок такого типа. Он позволяет при минимальных энергетических затратах увеличивать скорость сгорания твердого компонента топлива и получать прирост в тяге гибридного ракетного двигателя.

Литература

- [1] Иванов Н.Н., Иванов А.Н. К использованию гибридных ракетных двигателей на космических аппаратах // Вестник ФГУП НПО им. С. А. Лавочкина. 2010. № 3. С. 50–55.
- [2] Губертов А.М., Миронов В.В., Голлендер Р.Г. и др. Процессы в гибридных ракетных двигателях / под ред. А.С. Коротеева. М.: Наука, 2008. 405 с.
- [3] Решетников С.М., Зырянов И.А., Позолотин А.П., Будин А.Г. Влияние электростатического поля на скорость горения в гибридном ракетном двигателе // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. 2015. Т. 71. С. 52–57.

ПОВЫШЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КРИОГЕННЫХ ТОПЛИВ

С.Н. Арсланова

arслан-s@yandex.ru

В.Г. Тонконог

tonkonogvg@yandex.ru

А.Л. Тукмаков

tukmakov@imm.knc.ru

В.В. Гарифуллин

Г.З. Гибадуллина

Казанский национальный исследовательский технический университет имени А.Н. Туполева — КАИ

Предложена технология подготовки криогенных топлив на основе жидкого водорода (ЖВ) и сжиженного природного газа (СПГ), позволяющая снизить потери при транспортировке, хранении и использовании. Топливо переводится в частично отвержденное (шугообразное) состояние. В результате уменьшаются потери от испарения и размеры хранилища. Разработана технологическая схема устройства подготовки. Оценена экономическая целесообразность использования таких топлив.

Криогенное топливо на основе ЖВ уже использовалось в авиационной и ракетно-космической технике. На сегодняшний день разработаны образцы ракетно-космической, авиационной, наземной транспортной техники, использующей СПГ. Развиваются танкерные перевозки СПГ и других сжиженных газов, предложены проекты трубопроводного транспорта СПГ. Экономически целесообразно создание систем резервирования газа и газоснабжения населенных пунктов на основе СПГ. Использование криогенных топлив требует решения целого ряда задач, связанных с созданием систем хранения, транспортировки и отпуска топлив потребителям. Низкая температура кипения приводит к значительным потерям криогенных топлив на всех этапах обращения с ними. Даже в лучших космических центрах потери жидкого водорода достигают 30 % и это несмотря на значительные достижения в области создания и эксплуатации криогенного оборудования. При использовании на наземном транспорте потери криогенных топлив еще выше и доходят до 50 %.

Характеристики систем хранения, передачи и использования криогенных топлив существенно улучшаются, если перевести топливо в шугообразное состояние, представляющее собой равновесную смесь твердой, жидкой и газообразной фаз. Перевод нормального вещества в частично отвержденное состояние повышает плотность, при этом сохраняется текучесть до содержания твердой фазы в сконденсированной $\beta = 0,5$. Повышенная плотность позволяет уменьшить массу резервуара, увеличить полезную нагрузку транспортного средства. Большая теплота фазового перехода увеличивает время хранения, снижает требования к тепловой изоляции, повышает хладоресурс, снижает потери при эксплуатации и транспортировке, уменьшает вредное воздействие на окружающую среду. Сохранение текучести позволяет использовать существующее оборудование для жидкости и упрощает погрузку и выгрузку. Такие особенности шугообразных веществ определяют возможные области их применения: авиационная и ракетная техника, системы хранения и транспортировки криогенных топлив.

При хранении шуги испарение и сброс газообразного продукта за счет внешнего теплопритока начинаются только после плавления и подогрева шуги до состояния, соответствующего максимально допустимому давлению в резервуаре. Если в данном резервуаре хранить эквивалентное по массе количество жидкости, то за время, необходимое для плавления и подогрева шуги, часть жидкости испарится.

Расчет потерь жидкого метана, хранящегося при давлении 0.1 МПа, показал, что за время, необходимое для доведения шуги с содержанием твердой фазы $\beta = 0,3$ до

этого состояния, испарится 16 % жидкости и 21 % при $\beta = 0,6$. По мере роста давления в емкости потери увеличиваются и при давлении 0.25 МПа составляют соответственно 26 и 30 %.

Выбор термодинамически наивыгоднейшего процесса перевода в шугообразное состояние выполнен на основе эксергетического анализа [1]. Наивыгоднейшим является процесс с максимальным значением эксергетического КПД, который определяется отношением суммарной эксергии полезного эффекта к затратам на его получение.

Полезным эффектом в данном случае является эксергия потока шуги заданного состава при температуре и давлении в тройной точке, а затратами — суммарная эксергия использованных веществ и энергия, подводимая в форме работы.

Наибольший выход шуги и наибольшее значение эксергетического КПД получаются при адиабатном расширении жидкости. В этом процессе получают наиболее мелкие частицы твердой фазы и, кроме того, процесс позволяет организовать поточное производство шуги. Реализация процесса адиабатного расширения требует создания вакуума. Наиболее подходящими для этого являются струйные вакуум-насосы — эжекторы. Применение эжектора снижает эксергетический КПД процесса, но упрощает его техническую реализацию.

Разработаны устройство и технология получения шугообразной криогенной среды [2]. Технологическая схема включает генератор шуги, содержащий сопловой аппарат, вихревую камеру, сепаратор и средство создания разрежения (вакуум-насос или эжектор). При работе устройства криогенная жидкость поступает в сопловой аппарат, в котором происходит адиабатное расширение. При этом часть жидкости испаряется, что приводит к ее охлаждению и образованию многофазного потока (газ – жидкость – твердая фаза). Многофазный поток вводится в вихревую камеру, где происходит разделение потока на газовую и конденсированную части. В сепараторе осуществляется отделение конденсированной части, которая направляется в сборник шуги.

С целью обоснования предлагаемой технологии выполнены экспериментально-теоретические исследования многофазных течений, образующихся при адиабатном расширении различных жидкостей, в том числе, и криогенных. Разработаны одно- и двумерные модели течения многофазных потоков в соплах. Разработаны методы диагностики фазового состава шугообразных сред [3]. Проведена оценка экономической целесообразности использования частично отвержденных криогенных топлив [4].

Литература

- [1] Криогенные топлива: снижение потерь при транспортировке, хранении, использовании | С.Н. Арсланова, В.Г. Тонконог, Ф.Ш. Серазетдинов и др. // Газовая промышленность 2010. № 5 (646). С. 80–82.
- [2] Тонконог В.Г., Арсланова С.Н. Охлаждение низкокипящих жидкостей и получение шугообразных сред // Изв. РАН. Сер. Энергетикаю 2001. № 3. С. 89–91.
- [3] Арсланова С.Н., Тонконог В.Г. Способ определения содержания фаз трехфазной однокомпонентной среды. Патент РФ № 21788883. Б.И. 2002. № 3.
- [4] Арсланова С.Н., Тонконог В.Г., Краснов С.В., Джафаров И.С. Анализ целесообразности применения природного газа в шугообразном состоянии // Газовая промышленность. Спецвыпуск «Производство, транспортировка, хранение и использование сжиженного природного газа». 2011. № 646. С. 52–54.

НИЗКОРЕЙНОЛЬДСОВОЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОБМЕНА И ГИДРАВЛИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ПРИ ТУРБУЛЕНТНОМ ТЕЧЕНИИ В ПРЯМЫХ ПЛОСКИХ КАНАЛАХ С СИММЕТРИЧНО РАСПОЛОЖЕННЫМИ НА ОБЕИХ ПОВЕРХНОСТЯХ ТУРБУЛИЗАТОРАМИ ПОТОКА

И.Е. Лобанов

lloobbaannooff@live.ru

Московский авиационный институт

В работе была сгенерирована теоретическая математическая модель расчета для интенсифицированного теплообмена при турбулентном течении для плоского канала с симметрично расположенными на обеих его сторонах турбулизаторами в зависимости от геометрических параметров канала и режимов течения теплоносителя. Были получены результаты расчета интенсифицированного теплообмена в плоских каналах с двойными турбулизаторами в зависимости от определяющих параметров, очень хорошо согласующиеся с существующим экспериментальным материалом и имеющие перед последними неоспоримое преимущество, поскольку допущения, принятые при их выводе, охватывают гораздо более широкий диапазон определяющих параметров, чем ограничения, имеющиеся в экспериментах.

Широкое использование в современных теплообменных установках и теплообменных аппаратах получили теплообменные устройства, у которых каналы имеют поперечное сечение, отличающиеся от круглых труб, в конкретном случае, плоские каналы, где теплоотдача производится не посредством полной омываемой поверхности.

Тепловое нагружение плоского канала может быть несимметричным, поскольку тепловые потоки на различных поверхностях могут быть неодинаковыми, а именно: плоские каналы с односторонним обогревом или с двусторонним обогревом с неравными тепловыми потоками.

В целях обеспечения компактности теплообменных устройств и теплообменных аппаратов используется интенсификация теплоотдачи, что в плоских каналах достигается двумя основными методами: развитием теплообменной поверхности и турбулизированием течения в каналах. Может иметь место комбинированное использование вышеуказанных способов интенсифицирования теплоотдачи.

В данном случае ставится задача детерминирования локальных значений интенсифицированного теплообмена и гидравлического сопротивления в плоском канале с двойными симметричными турбулизаторами на базе теории, основанной на решении уравнений Рейнольдса с помощью факторизованного конечно-объемного метода, замыкаемых при помощи ментеровской модели переноса сдвиговых напряжений, и уравнения энергии на пересекающихся разномасштабных структурированных сетках (ФКОМ).

Адекватность приложения вышеупомянутого метода основана на том, что ранее этот метод позволял с допустимой погрешностью производить расчет коэффициентов гидравлического сопротивления и теплоотдачи в прямых круглых трубах с произвольными формами кольцевых турбулизаторов, например, полученных с помощью накатки, т. е. для круглых труб с диафрагмами.

Для наиболее важных случаев для исследуемого диапазона режимных и геометрических и определяющих течение и теплообмен характеристик ($h/D_3 = 0,056...0,102$; $t/D_3 = 0,28...2,04$; $Re = 5 \cdot 10^3...2 \cdot 10^4$; $Pr = 0,72$), ранее исследовавшихся экспериментальным образом, были получены линии тока для плоских каналов с симметрично расположенными на их поверхностях двусторонними турбулизаторами.

Следует отметить, что можно оптимизировать процесс интенсификации теплоотдачи в плоских каналах с двойными симметричными выступами, а также осуществлять процесс управления интенсификацией теплоотдачи непосредственно по результатам расчетов на основе данной разработанной модели.

Было проведено аналитическое исследование проведенных сравнительных расчетов интенсифицированных теплообмена и гидравлического сопротивления для плоских каналов с симметрично расположенными двойными турбулизаторами потока с аналогичными результатами для круглых труб с турбулизаторами.

В отношении интенсифицирования теплоотдачи при прочих равных условиях реализуется редукция плоских каналов с двойными симметрично расположенными выступами по отношению к круглым трубам с аналогичными выступами, поскольку меньшее повышение теплоотдачи реализуется при большем повышении гидросопротивления.

Расчетным методом было выявлено, что относительное гидросопротивление для каналов с выступами всегда больше, чем для каналов без выступов, однако, относительный теплообмен для каналов с выступами может быть больше, чем для каналов без выступов, поэтому при интенсифицированной теплоотдаче получается более рациональное перераспределение по сечению канала теплового напора.

Реализованный в данной работе теоретический метод, базирующийся на решении уравнений Рейнольдса с помощью факторизованного конечно-объемного метода, замыкаемого с помощью ментеровской модели переноса сдвиговых напряжений, и решении уравнения энергии на разномасштабной пересекающийся структурированной сетке, позволил с допустимой точностью провести расчет коэффициентов гидравлического сопротивления и теплоотдачи в плоском канале с практически произвольными формами симметрично расположенными двойными турбулизаторами потока.

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО ТЕПЛООБМЕНА В ЗАСЫПКАХ, СФОРМИРОВАННЫХ ШАРОВЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ

А.П. Королёва^{1,2}
М.С. Французов^{1,3}

akoroleva@ciam.ru
frantsuzov@ciam.ru

¹ЦИАМ им. П.И. Баранова

²НИУ «МЭИ»

³МГТУ им. Н.Э. Баумана

Разработана математическая модель нестационарного теплообмена в пористой среде. Проведена серия численных экспериментов с варьированием параметров. С помощью полученных результатов численного моделирования верифицирована математическая модель нестационарного теплообмена.

На сегодняшний день в ракетных двигателях или в составе энергетических установок особое место занимают шаровые засыпки как эффективные теплообменные поверхности: например, для тепловой защиты или для отвода тепла от тепловыделяющих элементов. Слои, сформированные шаровой засыпкой, представляют собой пористую среду. Описание свойств пористых слоев, а также гидродинамических процессов, протекающих в них, осуществляется на основе представления пористой среды как сплошной с некоторыми эффективными характеристиками. Эти характеристики представляются параметрами твердой фазы и свойствами движущегося через нее

газа. Для определения этих параметров могут быть использованы теоретические и экспериментальные подходы.

В первой части работы разработана одномерная математическая модель (усовершенствованная модель Шумана) нестационарного теплообмена в пористой среде, образованной шаровыми элементами [1]. Найдено аналитическое решение в квадратурах системы дифференциальных уравнений в частных производных.

Вторая часть работы посвящена численному моделированию и получению тепловых характеристик теплоносителя, проходящего через пористый слой. Задача решалась в трехмерной нестационарной постановке. Рассматривалось турбулентное течение дозвукового газового потока с переменными теплофизическими свойствами, критерием сходимости на каждом временном шаге являлась сходимость по невязкам. Моделирование течения осуществлялось через слой шаров одинакового диаметра, с определенными значениями пористости. Исследование проводилось в широком диапазоне параметров: варьировалась температура теплоносителя на входе в пористый слой, входная скорость теплоносителя и т. д. С помощью полученных результатов была проведена верификация разработанной математической модели и выявлены характерные термогазодинамические особенности теплообмена в пористой среде.

Литература

- [1] Александров В.Ю., Силуянова М.В., Французов М.С., Королёва А.П. Исследование процессов нагрева и охлаждения подогревателя прерывного действия с шаровой засыпкой для авиадвигателей // Авиационная промышленность. 2018. № 1.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В МОТОРНЫХ АВИАЦИОННЫХ МАСЛАХ И СИСТЕМАХ СМАЗКИ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В.А. Алтунин¹ altspasevi@yahoo.com

К.В. Алтунин¹

М.В. Львов¹

А.С. Каськов¹

А.А. Щиголев¹

В.П. Демиденко²

М.Л. Яновская³

¹ КНИТУ — КАИ им. А.Н. Туполева, Казань

² МВАА, Санкт-Петербург

³ ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва

Рассмотрены тепловые процессы и проблемы систем смазки двигателей и энергоустановок наземного, воздушного и аэрокосмического базирования. Проанализированы позитивные и негативные тепловые процессы в моторных авиационных маслах. Подробно рассмотрены существующие способы борьбы с осадкообразованием в моторных авиационных маслах. На основе результатов экспериментальных исследований разработаны новые пути увеличения ресурса и эффективности систем смазки поршневых и реактивных двигателей летательных аппаратов.

Одной из проблем нормальной эксплуатации автомобильных и авиационных поршневых двигателей внутреннего сгорания (ДВС) является негативный процесс осадкообразования, который происходит при нагреве деталей системы смазки и всего дви-

гателя [1]. Частичное закоксовывание маслоподающих и маслоотводящих каналов, расположенных внутри деталей и корпуса ДВС, а также масляных форсунок приводит к ускоренному выходу из строя масляной системы и всего двигателя. Полное закоксовывание даже только одного канала или форсунки выведет ДВС из строя еще быстрее, неожиданно, с дальнейшими аварийными ситуациями и дальнейшим обязательным капитальным ремонтом. Проблемы закоксовывания масляных форсунок также существуют и в воздушно-реактивных двигателях (ВРД), газотурбинных двигателях (ГТД) и других двигателях, энергоустановках (ЭУ) и техносистемах (ТС) наземного, воздушно-го и аэрокосмического базирования и применения [2–4].

Существуют следующие способы и методы борьбы с осадкообразованием в моторных маслах для поршневых ДВС, ВРД, ГТД, ЭУ, ТС: применение специальных антиокислительных, моющих и др. присадок; правильный выбор моторного масла для данных ДВС, ГТД, ЭУ, ТС; осуществление контроля за масляными фильтрами; своевременная смена фильтрующих элементов; плановая замена отработанного моторного масла на новое; предтопливная обработка масла при помощи магнитных (Н) и электростатических полей (Е); очистка масла при помощи Н, Е; промывка систем смазки ДВС, ГТД, ЭУ, ТС специальными моющими жидкостями (без разборки, с разборкой); механическая очистка деталей и каналов масляной системы ДВС, ГТД, ЭУ, ТС от осадка (с разборкой); промывка каналов масляной системы при помощи специальных жидкостей при термоакустических автоколебаниях давления (для удаления осадка); выжигание твердого углеродистого осадка в богатом пламени метана; замена закоксованных деталей и агрегатов на новые.

Однако применение различных антиосадкообразующих присадок возможно только до температуры масла или нагреваемых стенок каналов 473 К, при дальнейшем повышении температуры осадок начинает появляться и расти. Все другие методы являются малоэффективными и очень затратными по временным, технологическим и экономическим показателям. Отсутствуют эффективные системы пассивной и активной борьбы с осадком: по его предотвращению, уменьшению, ограничению и удалению без разбора ДВС, ГТД, ЭУ и ТС. Экспериментальные исследования показали, что (Н) практически очень слабо влияют на интенсификацию теплоотдачи к моторным маслам и вообще не влияют на предотвращение осадкообразования в них. Видимо, поэтому (Н) используют в масляных системах ДВС в основном для очистки масел от металлических примесей, которые образуются при эксплуатации. Электростатические поля (Е) оказывают значительное влияние на увеличение коэффициента теплоотдачи к моторным маслам в условиях естественной конвекции (до 450%), а самое важное — они способствуют предотвращению осадкообразования в зоне прохождения силовых линий. Поэтому (Е) можно отнести к перспективным способам борьбы с осадкообразованием в моторных авиационных и других маслах. Применение (Е) в системах смазки может увеличить ресурс их работоспособности в 2–3 раза.

Перспективные способы и методы борьбы с осадкообразованием в масляных системах ДВС, ГТД, ЭУ, ТС:

- применение электростатических полей (Е) внутри масляных систем ДВС, ГТД, ЭУ, ТС (для предотвращения и уменьшения осадка);
- изменение конструкции масляных каналов и деталей и их поверхностей (для затормаживания и ограничения процесса осадкообразования);
- обеспечение дополнительной системой охлаждения теплонапряженных деталей масляной системы ДВС, ГТД, ЭУ, ТС до температуры 373К и ниже (для предотвращения осадкообразования);
- резервирование каналов, форсунок, деталей и агрегатов масляных систем ДВС, ГТД, ЭУ, ТС (для увеличения ресурса ДВС, ГТД, ЭУ, ТС);

– создание каналов, форсунок с центральной осевой иглой — для контроля за степенью закоксованности; для удаления твердого углеродистого осадка; для обеспечения вынужденной конвекции масла за счет электрического ветра (Е) (при выходе из строя основной насосной системы);

– создание новых датчиков и систем контроля за несанкционированным повышением температуры деталей ДВС, ГТД, ВРД, ЭУ, ТС, возникновением осадка и его удалением в масляной системе ДВС, ГТД, ЭУ, ТС (для своевременного включения в работу систем защиты от осадка и его удаления);

– разработка и применение новых конструктивных схем форсунок охлаждения поршня ДВС, охлаждения и смазки подшипников ГТД, маслоподводящих и маслоотводящих каналов ДВС, ГТД, ВРД, ЭУ, ТС: без (Е); с (Е); гибридных (для предотвращения осадкообразования, для интенсификации теплоотдачи, для удаления осадка);

– разработка новых конструктивных схем масляных теплообменников: без (Е); с (Е); гибридных (для интенсификации теплоотдачи, для предотвращения осадкообразования);

– разработка новых конструктивных схем масляных фильтров: без (Е); с (Е); гибридных (для повышения эффективности очистки и фильтрации масла).

Применение результатов исследований [4] будет способствовать созданию новых систем смазки повышенных характеристик для двигателей, энергоустановок и техносистем наземного, воздушного, аэрокосмического базирования.

Литература

- [1] Разработка способов увеличения ресурса и надежности систем смазки двигателей внутреннего сгорания наземного транспорта / В.А. Алтунин, К.В. Алтунин, И.Н. Алиев и др. // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2015. № 10. С. 47–57.
- [2] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Щиголов А.А., Юсупов А.А. Исследование возможности применения магнитных и электростатических полей для борьбы с осадкообразованием в авиационных моторных маслах двигателей, энергоустановок и техносистем наземного, воздушного и аэрокосмического базирования // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2017. № 3. С. 76–88.
- [3] Алтунин В.А., Львов М.В., Каськов А.С., Яновская М.Л. Применение результатов экспериментальных исследований при создании систем смазки повышенных характеристик перспективных двигателей летательных аппаратов // Материалы докладов международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения», посвященной Генеральному конструктору аэрокосмической техники академику Н.Д. Кузнецову. Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. С. 164-165.
- [4] Применение результатов экспериментальных исследований для создания новых конструктивных схем систем смазки двигателей летательных аппаратов / В.А. Алтунин, В.П. Демиденко, М.В. Львов и др. // Материалы докладов 53-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. РАН. РАКЦ. Калуга: Изд-во АКФ «Политоп», 2018. С. 124–125.

ОСОБЕННОСТИ НЕРАВНОВЕСНОГО ТЕЧЕНИЯ ВОЗДУХА В СОПЛЕ АДТ ВАТ 104

Б.Е. Жестков¹

А.В. Зайцев²

А.Ю. Киреев¹

С.В. Чернов¹

В.Л. Юмашев^{1,2}

kireev1950@mail.ru

yumashev@mail.ru

¹ЦАГИ

²МФТИ

Проведено численное моделирование высокочастотного течения воздуха в сопле аэродинамической трубы ВАТ 104 ЦАГИ в квази-одномерном приближении с детальным описанием неравновесных химических реакций и молекулярных колебаний. Определены роли процессов, влияющих на баланс энергии в условиях течения в сопле, получены численные значения массовых долей компонент и колебательных температур молекул вдоль сопла и на входе в рабочую часть трубы.

Аэродинамическая труба (АДТ) ВАТ 104 ЦАГИ предназначена для испытаний теплозащитных материалов, применяемых для защиты аэрокосмических аппаратов в условиях полета в верхних слоях атмосферы. Она оборудована высокочастотным индукционным подогревателем газа, что позволяет избежать свойственных для электродуговых подогревателей загрязнений потока. Рабочим газом может служить азот, воздух, аргон, смесь аргона с кислородом и т. п. Температура торможения потока в ВАТ 104 достигает 5000...8000 К, что затрудняет измерение параметров потока обычными средствами. В этих условиях важную роль приобретает численное моделирование течения в тракте АДТ с учетом комплекса физико-химических процессов, происходящих при высоких температурах. Следует отметить работы [1, 2], в которых решались полные уравнения Навье–Стокса в двумерной постановке с использованием 5- и 11-компонентной модели воздуха соответственно. В обоих случаях колебательные степени свободы молекул считались находящимися в равновесии с текущим тепловым состоянием смеси. Однако при действующих условиях возможно развитие колебательной неравновесности в течении. В настоящей работе ставится задача оценить влияние колебательной неравновесности путем расчета течения в сопле ВАТ 104.

Течение описывается системой нестационарных уравнений Эйлера в квазиодномерном приближении, дополненной уравнениями конвективного переноса компонент с учетом конечных скоростей их образования и уравнением релаксации колебательной энергии. Рассматривается модель воздуха из 10 компонент при наличии 9 реакций между ними. Неравновесное возбуждение колебательных степеней свободы молекул O_2 , N_2 , NO происходит по закону Ландау–Теллера. Характерное время колебательной релаксации определяется по формуле Милликена–Уайта с введением поправки Парка. Колебательно-диссоциационное взаимодействие учитывается путем умножения скорости реакции диссоциации на поправочный множитель. На вход в сопло поступает воздух в состоянии термодинамического равновесия при заданных давлении и температуре, а скорость течения подбирается такой, чтобы пропустить расход через критическое сечение сопла; на выходе ставится искусственное граничное условие экстраполяции, не препятствующее выходу возмущений и установлению течения в сопле.

Для численного решения система уравнений аппроксимируется на прямоугольной сетке в пространстве (x, t) . Используется неявная конечно-разностная схема [3], в которой разные газодинамические величины рассматриваются в разных семействах

точек, смещенных друг относительно друга на половину шага сетки (разнесенные сетки): скорость — в узлах сетки, а давление и прочие теплофизические величины — в промежутках между ними. Проведенное ранее исследование свойств этой схемы спектральным методом и методом дифференциального приближения показало, что она безусловно устойчива, а ее собственная аппроксимационная вязкость $\sigma/2$ не зависит от пространственного шага сетки, что полезно при использовании неравномерных сеток. С другой стороны, зависимость от шага по времени позволяет регулировать аппроксимационную вязкость в широких пределах, добиваясь компромисса между монотонностью численного решения и степенью сглаживания особенностей. Важно, что эта вязкость действует только в паре скорость — давление и отсутствует в процессах энтропийной природы (температура, перенос компонент и т. п.), что способствует их моделированию. Система конечно-разностных уравнений решается методом Ньютона — Рафсона.

Состав газовой смеси на входе в сопло, соответствующий используемой модели воздуха, заранее не известен и определяется в ходе решения вспомогательной задачи о релаксации смеси 23 % O_2 и 77 % N_2 в замкнутом объеме к желаемому равновесному состоянию с заданными давлением и температурой. Далее течение в сопле получается путем расчета нестационарного запуска сопла с последующим установлением стационарного течения. Предварительно проводится расчет течения воздуха в состоянии термодинамического равновесия, стартуя с однородного начального распределения параметров вдоль сопла; полученное поле течения используется в качестве начальных данных для расчета течения со всем комплексом неравновесных физико-химических процессов.

На основании экспериментальных данных для расчета выбраны три режима работы ВАТ 104, в которых давление газа на входе в сопло составляет 60, 40 и 20 кПа при температуре 5000, 6000 и 7000 К соответственно. Распределение равновесной температуры газа вдоль сопла показывает, что чем выше температура на входе в сопло, тем быстрее спад и тем ниже оказывается температура на выходе из сопла (где она лежит в диапазоне 800...1000 К). Напротив, поведение колебательных температур N_2 , O_2 , NO существенно неравновесно: в дозвуковой части сопла они начинают отставать от равновесной температуры, а в сверхзвуковой части выходят на постоянный уровень. Ранее всего замораживание колебательной энергии наступает у азота, позднее всего — у кислорода. Снижение колебательной температуры относительно начального уровня менее всего у азота, более всего у кислорода, но последняя все равно остается много выше равновесной температуры. Также неравновесно и распределение массовых долей молекулярного и атомарного азота: в дозвуковой части сопла успевает пройти небольшая рекомбинация, обусловленная снижением температуры, а в сверхзвуковой части она прекращается. Поскольку азот преобладает в составе газовой смеси, в целом течение в сверхзвуковой части сопла можно считать замороженным.

Изменение массовых долей азота невелико, но оно влияет на баланс других компонент. Это происходит благодаря обменным реакциям $O + N_2 = N + NO$ и $O + NO = N + O_2$, имеющим меньший энергетический порог и продолжающим действовать в сверхзвуковой части сопла. Влияние неравновесных колебаний на течение зависит от массовой доли двухатомных молекул. В рассматриваемом случае массовая доля N_2 достаточно велика: в разных режимах она составляет от 17 до 76 %. При этом колебательная температура азота превышает равновесную температуру смеси на 4000–6000 К. Следовательно, неравновесная колебательная энергия азота занимает весомое место в энергетическом балансе. Напротив, количество NO и O_2 весьма мало, так что их неравновесные колебания не оказывают ощутимого влияния.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, Грант 18-08-00020а.

Литература

- [1] Башкин В.А., Егоров И.В., Жестков Б.Е., Шведченко В.В. Численное исследование поля течения и теплообмена в тракте высокотемпературной аэродинамической установки // Теплофизика высоких температур. 2008. Т. 46, № 5. С. 771–783.
- [2] Василевский Э.Б., Жестков Б.Е., Сахаров В.И. Численное моделирование и эксперимент на индукционном плазмотроне АДТ ВАТ-104 // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. XLVII, № 5. С. 3–13.
- [3] Ворожцов И.И., Юмашев В.Л. Об аппроксимационных свойствах одной неявной разностной схемы для уравнений газовой динамики // ЖВММФ. 1990. Т. 29, № 7. С. 93–110.

СТРУКТУРИРОВАННАЯ БАЗА ДАННЫХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ УСТАНОВОК ПВРД И ГПВРД

Р.К. Селезнев

rkseleznev@gmail.com

Всероссийский научно-исследовательский институт автоматики им. Н.Л. Духова

В работе собраны эксперименты, которые можно использовать для тестирования разрабатываемых физико-химических газодинамических компьютерных кодов. Дано краткое описание каждого эксперимента, а также условия его проведения и полученные результаты. Все эксперименты разделены на группы согласно своим характерным особенностям.

Несмотря на то что гиперзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ГПВРД) имеют более простую принципиальную схему работы, чем другие типы силовых энергетических установок летательных аппаратов, практическая реализация ГПВРД весьма сложна из-за ряда принципиальных причин. Судя по состоянию исследований на сегодняшний день, для создания ГПВРД потребуется потратить немало количество сил и времени. Одной из первоочередных проблем создания ГПВРД является организация горения топлива в камере сгорания. Из-за того, что поток в камере в основном является сверхзвуковым, особо остро стоит проблема организации эффективного смешения топлива и окислителя, воспламенения и стабилизации горения.

Попытки решения вышеперечисленных и других проблем привели к необходимости создания экспериментальных установок ПВРД и ГПВРД. Однако в настоящее время наблюдается нехватка доступных и хорошо документированных экспериментальных и расчетных данных. В данной работе дано описание созданной структурированной базы данных экспериментальных установок прототипов ПВРД и ГПВРД. Каждый элемент базы данных содержит информацию о классификационных признаках (каверне, уступе, дросселе, струе), информацию о полученных в эксперименте данных и информацию о расчетно-теоретических работах, в которых анализировались экспериментальные данные. Структурированная база данных позволяет выполнить верификацию и валидацию разрабатываемых физико-химических и термогазодинамических моделей. В разработанную базу данных включено более 30 наиболее значимых, по мнению автора, экспериментальных установок ПВРД и ГПВРД.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВУХФАЗНОГО ТЕЧЕНИЯ ЖИДКОСТЬ–ГАЗ ПРИ ПОСТОЯННЫХ И РЕАЛЬНЫХ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ СВОЙСТВАХ ЖИДКОСТИ ВБЛИЗИ СТРУЙНОЙ ФОРСУНКИ

А.Д. Хлопов^{1,2}
М.С. Французов^{1,2}

shodai96@gmail.com
frantsuzov@ciam.ru

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² ЦИАМ им. П.И. Баранова

Для проектирования и расчета энергетического оборудования тепловых машин, а также для обработки и анализа результатов его испытаний необходимо располагать надежными данными о термодинамических свойствах воды в широкой области параметров состояния. Так как реальные теплофизические свойства воды изменяются в зависимости от давления и температуры, необходимо это учитывать при расчетах, в противном случае расчет не будет удовлетворять условиям приемлемой точности или вообще не будет достоверно описывать физику протекающих процессов.

В настоящей работе проводится исследование истечения жидкости в спутном воздушном потоке из струйной форсунки с использованием коммерческого программного пакета с варьированием начальных и граничных условий. Целью работы было получение газодинамических характеристик и полей газодинамических параметров для гетерофазного течения в струйной форсунке, а также исследование влияния реальных теплофизических свойств жидкой фазы на процесс разбиения струи в двухфазном течении «жидкость — газ».

В ходе проведенного численного моделирования определено качественное влияние изменения входного давления жидкости в форсунке на процесс дробления струи. При давлениях $p = 1; 1,5$ и $2,5$ бар использование реальных теплофизических свойств увеличивало дробление струи за счет уменьшения капиллярных сил жидкости с увеличением ее температуры. При реальных теплофизических свойствах скоростное и температурное отставание между фазами уменьшалось, в отличие от решения с постоянными свойствами жидкости. Сравнение интегральных характеристик показало, что при постоянных теплофизических свойствах жидкой фазы объемная доля жидкой фазы на 5,5 % больше, чем при реальных, что говорит об усилении дробления струи жидкости при использовании реальных свойств.

ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ РАЗМЕРОВ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ОХЛАЖДЕНИЯ В ЗМЕЕВИКОВОМ ТЕПЛООБМЕННОМ АППАРАТЕ

С.А. Лопухов¹
М.С. Французов^{1,2}

stanislav.lopukhov199@gmail.com
frantsuzov@ciam.ru

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² ЦИАМ им. П.И. Баранова

В настоящее время во многих отраслях промышленности существует проблема эффективного отвода тепла. Для решения этой проблемы все чаще используют змеевиковые, или спиральные, теплообменные аппараты (ТА). По сравнению с другими видами теплообменников, змеевиковые теплообменные аппараты (ЗТА) имеют следующие

преимущества: широкий диапазон рабочих температур и давлений, компактность, самоосушаемость. В изучении теплообменников такого вида заинтересованы не только российские, но и зарубежные специалисты.

В докладе описывается последовательность исследования влияния геометрических размеров на тепловую и гидравлическую характеристики ЗТА. Была численно исследована геометрическая модель двухзаходного водо-воздушного ЗТА с переменной геометрией. В первую очередь был проведен тепловой и конструктивный расчет по заданным рабочим условиям по общепринятому алгоритму расчета такого вида ТА для определения размеров геометрической модели ЗТА.

Исследовалось влияние диаметра навивки внутреннего змеевика на параметры потока.

Было проведено численное моделирование в широком диапазоне чисел Рейнольдса и диаметров навивки внутреннего змеевика. В результате численного моделирования были получены поля распределения таких газодинамических параметров, как температура, скорость, давление. Выявлены характерные особенности теплообмена и гидравлики. Выявлены особенности распределения температуры и плотности теплового потока внутри змеевиковых трубок. Получены перепады температуры и давления в межтрубном пространстве, по которым были пересчитаны тепловая и гидравлическая характеристики. По данным характеристикам было оценено, насколько сильное влияние на параметры течения может оказать изменение диаметра навивки внутреннего змеевика. Также из рассматриваемых геометрий была выявлена наиболее эффективная по абсолютным значениям тепловой и гидравлической характеристик.



ЭКОНОМИКА КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

НАУЧНО-МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЕКТАМИ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ МОНИТОРИНГА С УЧЕТОМ ОЦЕНОК ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ РИСКОВ

В.В. Василевский

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (технический университет)

Исследуется проблема повышения эффективности проектов создания и использования перспективных аэрокосмических систем (АКС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), информационного обеспечения конечных потребителей. Предложен поход к ее решению на основе разработки и внедрения научно-методического обеспечения управления проектами. На основе методов системного анализа произведена постановка задачи исследования, построение адекватной модели проекта АКС ДЗЗ с учетом характеристик бортовой и наземной аппаратуры, сервисов для конечных потребителей, технологических и экономических ограничений, влияния основных факторов рынка продуктов (услуг) ДЗЗ. Предложена программная реализация вычислительного алгоритма.

Одним из приоритетных путей реализации в России проектов цифровой экономики является развертывание информационно-телекоммуникационных сетей (ИТС), обеспечивающих широкий спектр услуг (сервисов) для конечных потребителей независимо от географического размещения и типа используемого терминального оборудования. При этом сформировалась устойчивая и неуклонно возрастающая общественная потребность в развитии одной из важнейшей ее компоненты – аэрокосмических систем (АКС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), их интегрирования с наземными сетями связи.

Одной из актуальных проблем, возникающих при создании перспективных АКС ДЗЗ и реализации проектов развития ИТС, является развертывание инфраструктуры сервисов информационного обеспечения для конечных потребителей с учетом требований по производительности, оперативности получения и характеристик качества предоставляемых продуктов (услуг) ДЗЗ для решения целевых задач конечными потребителями информации. В условиях реализации программ импортозамещения, плановой замены соответствующих компонентов электронной базы, специального программного обеспечения сервисов для конечных потребителей, особую актуальность приобретают задачи проектного управления с учетом оценок технико-экономических рисков в ракетно-космической отрасли промышленности (РКП), включая создание перспективных космических систем и комплексов ДЗЗ, наземной инфраструктуры ИТС с требуемыми эксплуатационно-техническими характеристиками.

В связи с указанными обстоятельствами на первый план выходит задача разработки научно-методического обеспечения управления проектами в РКП, которая предусматривает построение адекватной модели АКС ДЗЗ в условиях совершенствования бортовой и наземной аппаратуры, сервисов для конечных потребителей. Использование данной модели должно обеспечивать получение эффективных и устойчивых оценок влияния основных технологических и экономических рисков в РКП на технический уровень создаваемых АКС ДЗЗ, качество формируемых продуктов (услуг)

информационного обеспечения потребителей, выработку оптимального управления проектами.

На основе методов системного анализа и синтеза осуществлен выбор вариантов построения перспективной АКС ДЗЗ с учетом технологических и экономических ограничений. В общем виде постановка задачи управления проектом перспективной АКС ДЗЗ включает следующие основные элементы: цель, критерии и результаты использования АКС ДЗЗ; алгоритм выработки управляющего воздействия, комплекс моделей состояния объектов наземной инфраструктуры для подготовки и доведения информации до потребителей, краевые (начальные и конечные) условия, внешнее управление и возмущения воздействия; интервал времени оценивания и прогноза функционирования системы.

В соответствии с постановкой задачи осуществлено построение адекватной модели АКС ДЗЗ с учетом оценивания возможных рисков, разработано специальное программное обеспечение для получения оценок и оптимального управления при реализации проекта АКС ДЗЗ с учетом уровня априорной информированности. Предложены методические основы проектного управления перспективной АКС ДЗЗ с учетом имеющихся рисков внедрения инноваций, характеристик отечественных компонентов электронной базы.

Оценено влияние основных факторов развития рынка продуктов (услуг) ДЗЗ — социально-экономической значимости; оперативности подготовки и качества продуктов ДЗЗ, возможности мобильного широкополосного доступа; комплексирования космической информации (ДЗЗ, космической навигации и связи); функциональных возможностей инфраструктуры средств доступа конечных потребителей.

ЭКОНОМИКО-МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РИСКОВ КООПЕРАЦИИ ПО СОЗДАНИЮ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОБОРОНЫ

П.А. Дроговоз¹

drogovoz@bmstu.ru

О.В. Ралдугин²

raldugin_oleg@mail.ru

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² АО НПО «Импульс»

Анализируются факторы рисков кооперации по созданию системы воздушно-космической обороны и излагается подход к их экономико-математическому моделированию на основе методов искусственного интеллекта.

В соответствии с Военной доктриной Российской Федерации, важнейшими задачами военно-экономического обеспечения безопасности являются развитие научно-технической, технологической и производственной базы, а также интеграция гражданского и военного секторов экономики страны, координация военно-экономической деятельности государства в интересах обеспечения военной безопасности. Современная военно-политическая ситуация требует от нашего государства создания эффективных средств парирования новых военных вызовов и угроз в воздушно-космической сфере. Этот аспект приобретает особое значение при создании системы воздушно-космической обороны (ВКО) на основе функционально-технического сопряжения существующих и перспективных систем ракетно-космической и противовоздушной обороны в едином информационном пространстве и контуре боевого управления. Создание и

развитие комплексной эшелонированной системы ВКО предполагает необходимость формирования эффективной многоуровневой кооперации предприятий оборонно-промышленного комплекса (ОПК) в условиях диверсификации, импортозамещения и цифровизации производства.

Современная турбулентная военно-политическая и экономическая обстановка диктует новые требования к обоснованности принятия управленческих решений по формированию кооперации при создании комплексных наукоемких оборонных систем, к которым относится ВКО. Процессы разработки, производства и логистической поддержки таких систем отличаются существенной капиталоемкостью и продолжительностью во времени, а их экономическая эффективность во многом определяется кооперацией предприятий ОПК, которая формируется на начальных стадиях выполнения государственного оборонного заказа (ГОЗ). При формировании кооперации фиксируются механизмы долгосрочного взаимодействия предприятий ОПК, и поэтому от обоснованности принятых на ней управленческих решений, от полноты учета факторов неопределенности и риска во многом зависит эффективность выполнения последующих стадий. Сокращение неопределенности, идентификация, локализация и упреждение рисков ситуаций ОПК обеспечивают надежность достижения итогового результата — создания системы ВКО с требуемыми тактико-техническими характеристиками (ТТХ), в установленные сроки и в пределах бюджетных лимитов.

Одним из важнейших эффектов от кооперации в ОПК является распределение рисков между предприятиями разных уровней. Для обеспечения максимизации данного эффекта возникает научно-практическая задача по оценке всевозможных рисков на этапе формирования кооперации в ГОЗ, а также при реконфигурации кооперационных связей в процессе выполнения заданий ГОЗ. При решении этой задачи будем исходить из того, что конечной целью развития научно-производственной кооперации в ОПК является обеспечение реализуемости заданий ГОЗ в заданные сроки, в рамках установленных бюджетных ограничений и в соответствии с требуемыми показателями боевой эффективности создаваемых составных частей системы ВКО. В качестве критерия эффективности кооперации предлагается использовать минимизацию интегрального показателя рисков создания образца системы ВКО, включающего следующие виды рисков [1]:

- технический риск, характеризующий несоответствие ТТХ требованиям технического задания, что приводит к снижению показателей боевой эффективности образца;
- экономический риск, характеризующий превышение фактических затрат над запланированными значениями и приводящий к увеличению показателей совокупной стоимости владения;
- временной риск, характеризующий отставание фактических сроков от заданных в календарном плане значений и приводящий к увеличению сроков поставки финальной продукции заказчику.

Неопределенность как свойство объективной реальности является ключевой категорией при идентификации и оценке рисков. Применительно к кооперации в ОПК будем оценивать неопределенность как множественность возможных результатов кооперации предприятий-исполнителей ГОЗ при недетерминированности способов и методов их получения. Непосредственные причины возникновения риска, инициированные неопределенностью, образуют факторы риска. Они являются основными объектами анализа и управления рисками кооперации, а их идентификация обеспечивает осуществление упреждающих мероприятий по обеспечению устойчивости наукоемкого производства [2].

Для визуализации результатов анализа и последующего обоснования управленческих решений по включению предприятий в кооперацию предлагается использовать метод построения карты рисков с использованием методов искусственного интеллекта, реализованных авторами в технологии нейросетевого картирования показателей [3].

Отличительной особенностью анализа риска кооперации является то, что в сферу интересов государства входит не только успешная реализация ГОЗ, но и социально-экономическое развитие самих предприятий ОПК, участвующих в создании системы ВКО, повышение их конкурентоспособности, создание условий для диверсификации. Данные обстоятельства предопределяет необходимость комплексного подхода к анализу рисков, обусловленных индивидуальными характеристиками предприятий. В этом состоит первое отличие предлагаемого подхода к экономико-математическому моделированию рисков кооперации, определяющее его новизну по сравнению с известными. Другим отличием является расширение используемых методов формализации факторов неопределенности на основе комплексирования теоретико-вероятностных, нечетко-множественных и интервальных подходов.

Предложенный подход позволит оценить обобщенные значения рисков при формировании кооперации по созданию системы ВКО. Дальнейшим развитием этого подхода будет разработка частных методик для оценки научно-технических, производственно-технологических и финансово-экономических рисков, а на их основе — практических рекомендаций по выработке стратегий управления рисками кооперации. Перспективными информационно-аналитическими инструментами для реализации представленного подхода являются технологии искусственного интеллекта, а именно — искусственные нейронные сети. Их применение позволяет осуществлять аналитическую обработку и визуализацию массивов организационно-экономических показателей в виде специальных нейросетевых карт, показывающих позиции предприятий ОПК, участвующих в кооперации при выполнении ГОЗ. Именно такие инструменты дают возможность количественно оценить и визуализировать степень риска предприятий-участников, осуществить их кластеризацию по ряду признаков, дать обоснованные рекомендации формированию кооперации.

Литература

- [1] Дроговоз П.А., Ралдугин О.В. Информационно-технологические факторы развития кооперации в оборонно-промышленном комплексе и риск-ориентированный подход к ее формированию при создании системы воздушно-космической обороны // Экономические стратегии. 2016. Т. 18, № 7 (141). С. 76–89.
- [2] Мильковский А.Г., Чурсин А.А. Анализ устойчивости наукоемких производств в условиях возникновения случайных факторов риска // Экономика и предпринимательство. 2014. № 12 (ч. 4). С. 549–553.
- [3] Дроговоз П.А., Куликов С.А., Ралдугин О.В. Опыт развития инструментов стратегического анализа интегрированных структур ОПК с использованием технологии нейросетевого картирования // Вестник Академии военных наук. 2016. № 1. С. 113–122.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ РАЗРАБОТКИ И ДИНАМИКИ РЫНОЧНОЙ СИТУАЦИИ НА ЭКОНОМИЧЕСКИЕ РЕЗУЛЬТАТЫ КОММЕРЧЕСКОГО ПРОЕКТА

С.В. Володин

s_volodin@bk.ru

Московский авиационный институт (технический университет)

На конкретном примере рассмотрено влияние продолжительности разработки и сроков вывода перспективного изделия на рынок на его экономическую эффективность — потенциальную долю рынка, период окупаемости и чистую текущую стоимость.

Успех реализации проекта определяется совокупностью факторов его внешнего окружения и внутренней среды. Традиционно внешние факторы рассматриваются в первую очередь, поскольку влияние проектировщика на них ограничено или вообще отсутствует. Однако степень влияния внешнего окружения в коммерческих проектах, в которых большинство рисков при отсутствии господдержки ложится на разработчика, существенно зависит от состояния внутренней среды проекта.

Продолжительность разработки коммерческого проекта в отличие от целевого находится в компетенции проектировщиков и влияет на его итоговую стоимость. Это влияние неоднозначно. Так, потребность в ускорении разработки связана с возникновением множества критических путей при сетевом планировании, невозможностью эффективного задействования ряда ресурсов (перерасход по сравнению с оптимальным вариантом), минимально возможной продолжительностью ряда стадий проектирования (испытания, сертификация и т. п.). Поэтому существует некоторая наименьшая продолжительность исполнения проекта, которая не может быть сокращена при дальнейшем увеличении вовлечения ресурсов и росте его стоимости. Задержка в реализации проекта также очевидным образом приводит к возрастанию затрат, хотя и медленнее, чем при необходимости ускорения.

Определение годовых затрат в зависимости от продолжительности разработки проводится с учетом их различного относительного распределения по времени.

Таким образом, существует оптимальное время реализации проекта, соответствующее минимуму его стоимости. Практически оно может быть определено оценкой сроков, стоимости и трудоемкости этапов проекта с соответствующим количеством располагаемых ресурсов и разделением затрат на составляющие: прямо и обратно пропорциональные времени реализации и не зависящие от него. Продолжительность реализации целевых проектов может определяться директивными сроками (опережение появления аналогов у конкурентов, не считаясь с повышением затрат). На принятие решения об ускорении сроков реализации коммерческих проектов влияет динамика рыночной ситуации: темпы роста и максимальная емкость рынка. В любых типах проектов также может возникнуть задержка с их выполнением, связанная с возникновением непредвиденных научно-технических рисков.

Практика реализации как целевых, так и коммерческих проектов последних десятилетий показывает, что их выполнение в планируемые сроки является скорее исключением, чем правилом. В частности, поэтому для коммерческих проектов представляет интерес оценка влияния задержки выхода на рынок с точки зрения потерь их доходности.

На основе базы данных по поступлению самолетов-конкурентов в реестр Федерального агентства воздушного транспорта выполняется прогноз их возможной численности по годам и сопоставляется с прогнозом общей емкости рынка (внутреннего и внешнего при наличии экспортного потенциала изделия). Далее возможно рассмотреть «мягкий» и «жесткий» сценарии вывода изделия на рынок.

В первом случае предполагается, что задержка с выходом на рынок не приводит к занятию свободных сегментов конкурентами (например, благодаря мерам государственного протекционизма, защищающим внутренний рынок — применение системы таможенных тарифов, импортных квот и т. д.). Потери объемов продаж связаны только с недопоставкой определенного количества самолетов, обусловленной ограниченными производственными мощностями и изменением реальной стоимости доходной части программы за счет дисконтирования денежных потоков.

Во втором случае — свободной конкуренции — задержка с поставками кроме указанных выше потерь приводит к безвозвратной утрате потенциальных сегментов из-за вторжения конкурентов. Этот сценарий далее рассматривался в качестве основного. Вводился временной лаг между производством и вводом в эксплуатацию. За-

держка поставок варьировалась в диапазоне от «точно в срок» до 6 лет при общей продолжительности программы серийного производства 20 лет. Учитывалось влияние индексации затрат и цен.

При задержке, равной шести годам, потенциальная емкость его сегмента рынка в материальном выражении (количество проданных изделий) уменьшается в 1,5 раза, а в финансовом (выручка от реализации) — в 1,7 раза по сравнению с выходом в срок. С учетом дисконтирования денежных потоков операционная (годовая) прибыль достигается на 8 лет позже даже при государственном субсидировании разработки и серийного производства.

При задержке окончания разработки и выхода на рынок всего на 2 года дисконтированный период окупаемости увеличивается на 2,5 года, а чистая текущая стоимость уменьшается в 3,3 раза. Таким образом, получен ряд результатов, подтверждающих важность своевременного вывода конкретного изделия на рынок. Для рассматриваемого изделия с учетом характеристик сегментов его рынка необходимыми условиями экономической эффективности с точки зрения разработчика является внутреннее — тщательное соблюдение сроков разработки и внешнее — господдержка в виде субсидий.

ВНЕДРЕНИЕ МЕХАНИЗМОВ ИНЖЕНЕРНОГО АНАЛИЗА В КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

А.И. Решетников

ar@ensol-ltd.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Анализируются аспекты внедрения механизмов инженерного анализа в космической отрасли промышленности и представляется обзор программных инструментов реализации численного моделирования.

На сегодняшний день продукция, выпускаемая наукоемкими производствами, в частности космической отраслью промышленности, представляет собой сложные структуры, комплексы и системы, в которых применяются передовые достижения науки и техники. При выпуске новых, либо глубокой модернизации имеющихся образцов продукции, наиболее ощутимым ресурсом, как правило, оказывается время, затраченное от замысла до ввода изделия в эксплуатацию, выдерживая требуемые технические характеристики, надежность и безопасность.

Этап «Разработки продукции и ОКР» является наиболее значимым, с точки зрения последующего жизненного цикла продукции (ЖЦП). Передовой мировой опыт показывает, что применение инженерного анализа во время разработки устройства значительно снижает издержки на каждом последующем этапе ЖЦП, позволяя обнаружить возможные проблемы и решить их на этапе проектирования. Обеспечить надежность и работоспособность устройства и системы в целом, при этом сократить количество необходимых итераций изготовления и дорогостоящих натурных испытаний до получения образца с требуемыми техническими характеристиками.

Инженерам, полагаясь только на личный опыт, интуицию, рекомендованные правила использования от производителя комплектующих изделий, получить в результате принципиально новое или глубоко модернизированное изделие затруднительно. Это тем более трудно, если учесть, что непрерывно повышаются требования надежности, при этом уменьшаются массогабаритные, энергетические и другие показатели.

Эти проблемы невозможно решить без средств инженерного анализа, реализующих численное моделирование. Наиболее развитые, из которых позволяют строить математические модели, обладающие высокой степенью адекватности реальным объектам, процессам и системам. В связи со сложностью расчетной модели ее исследование проводится по частям и расчетное ядро программных комплексов основано на численных методах решения дифференциальных уравнений. Наиболее распространенным является метод конечных элементов [2], согласно которому область, занимаемая телом, разбивается на конечные элементы. Чаще всего это треугольники в плоском случае и тетраэдры в пространственном. Внутри каждого элемента задаются некоторые функции формы, позволяющие определить перемещения внутри элемента по перемещениям в узлах, т. е. в местах стыков конечных элементов. За координатные функции принимаются функции, тождественно равные нулю всюду, кроме одного конечного элемента, внутри которого они совпадают с функциями формы. В качестве неизвестных коэффициентов метода берутся узловые перемещения. После минимизации функционала энергии получается алгебраическая система уравнений (так называемая основная система).

В мире существует достаточно обширный спектр компаний, разрабатывающих и поставляющих CAE-системы (ANSYS, Dassault Systèmes, Siemens PLM Software (SPLM), LMS Samtech Caesam, MathWorks, MSC Software, ESI Group, Autodesk и др.)

В последние несколько лет, применение CAE-систем российскими инженерами постепенно расширяется, это приводит к повышению качества, нарастается функционал, увеличивается применимость выпускаемой продукции. Однако, в связи со значительным дефицитом высококвалифицированных специалистов в области инженерного анализа, особенно в узкоспециализированных областях и высокой стоимостью зарубежных коммерческих программных продуктов оказываются существенным барьером при внедрении численного моделирования на предприятиях космической отрасли.

В данной статье будут рассмотрены, в общем виде, возможные варианты внедрения инженерного анализа на этапе разработки, где ранее он не был задействован. Первым вариантом, является — создание нового структурного подразделения в организации, который требует существенной проработки, от подбора специалистов и их обучения до тщательной верификации полученных результатов численного моделирования.

Вторым вариантом, является — привлечение контрагентов для выполнения инженерного анализа, в данном случае процесс сводится к поиску надежной компании обладающей достаточными компетенциями в моделировании, желательны выполнявшей ранее сопоставимые по сложности и физическим процессам проекты, при этом с приемлемой стоимостью выполнения работ и сроками. При этом отдельное внимание требуется уделить сохранению конфиденциальной информации (коммерческая, финансовая, техническая или операционная информация, ноу-хау, информация, составляющая коммерческую тайну (секрет производства)).

Принятие решения о включении инженерного анализа в цепочку разработки, основывается на оценке экономической эффективности от применения. Оценку, как правило, начинают с анализа затрат, необходимо отметить, что затраты на проведение инженерного анализа могут значительно отличаться в зависимости от выбранного варианта внедрения.

Таким образом, инженерный анализ для космической отрасли — это, прежде всего, повышение надежности, а также сокращение количества необходимых итераций изготовления и дорогостоящих натуральных испытаний. Внедрение моделирования на предприятии неизбежно повлечет за собой: изменения в организационно-штатной структуре с перераспределением обязанностей и ответственности, рост эффектив-

ности бизнес-процессов, связанных с производственной и финансовой дисциплиной, внедрения единого информационного пространства, что способствует повышению достоверности и доступности хранимой информации, снижение риска принятия ошибочного управленческого решения.

Литература

- [1] Дроговоз П.А., Буровцев Д.М., Решетников А.И. Средства инженерного анализа и их роль в жизненном цикле продукции // Экономика и предпринимательство. 2016. № 9. С. 724–729.
- [2] Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. М.: Мир, 1975.
- [3] Решетников А.И., Садовский Г.Л. Внедрение технологий инженерного анализа в условиях цифровой модернизации промышленности // Экономика и предпринимательство. 2017. № 3. С. 707–710.

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕХНОЛОГИЙ МЯГКИХ ВЫЧИСЛЕНИЙ К ОЦЕНКЕ ПРИОРИТЕТНОСТИ НИР В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

А.В. Гутенев

a.v.gutenev@gmail.com

Объединенная авиастроительная корпорация

Анализируются проблемы применения традиционных экспертных процедур оценки приоритетности НИР в аэрокосмической отрасли промышленности в современных условиях диверсификации и военно-гражданской интеграции. Формулируется экономико-математическая задача многокритериальной оптимизации портфеля НИР и предлагается подход к ее решению с использованием технологий мягких вычислений

Актуальность области исследования обусловлена современными требованиями к диверсификации и импортозамещению, поставленными Президентом России перед менеджментом предприятий оборонно-промышленного комплекса (ОПК). К 2030 году планируется увеличить долю высокотехнологичной продукции гражданского назначения на предприятиях ОПК до 50 %. При этом на начальном этапе диверсификации компании с государственным участием должны сформировать стартовые заказы для ОПК по закупке гражданской продукции, замещая ее импорт из-за рубежа.

Аэрокосмическая отрасль промышленности отличается существенным потенциалом военно-гражданской интеграции и разработки базовых промышленных технологий двойного назначения, используемых для создания систем вооружения, военной и специальной техники (ВВСТ) в рамках выполнения государственного оборонного заказа (ГОЗ) и контрактов военно-технического сотрудничества (ВТС) с иностранными государствами, а также для производства коммерческих продуктов и оказания услуг для внутреннего и зарубежных рынков. В отрасли развиваются интегрированные компании, обеспечивающие разработку и производство крупных узлов и ключевых комплектующих изделий двойного назначения: двигателей, приборного, оптико-электронного оборудования, узлов машин и механизмов, систем связи и других.

В условиях современных темпов научно-технического прогресса, повышения боевой эффективности ВВСТ и усиления конкуренции на рынках высокотехнологичной продукции, существенно увеличивается поток заявок от предприятий на выполнение научно-исследовательских работ (НИР) в обеспечение данных требований. При этом НИР отличаются тематической направленностью, степенью проработанности, тре-

буемыми объемами финансирования, что существенно затрудняет их объективную военно-экономическую оценку и приоритизацию. Кроме того, при оценке приоритетности НИР требуется согласование интересов военного и гражданского производства в условиях бюджетных ограничений.

Таким образом, имеет место актуальная научная задачи оптимизации портфеля НИР в аэрокосмической отрасли промышленности с учетом множества факторов, в том числе планируемого ограничения финансирования мероприятий в рамках ГОЗ и государственных программ развития ОПК, расширения практики ВТС, диверсификации и импортозамещения, активизации процессов использования передовых военных технологий в гражданском секторе экономики. Традиционно для решения задачи оценки приоритетности НИР используется экспертные процедуры, основанные на различных модификациях метода анализа иерархий Т. Саати [1], в настоящее время в современных научных публикациях наметилась тенденция к применению нечетко-интервальных методов [2].

Вместе с тем, необходимо отметить, что в практической работе лиц, принимающих решения по планированию программных мероприятий в части развития технологической и производственной базы предприятий ОПК, сохраняется потребность в создании доступного в применении инструментария оценки приоритетности и отбора НИР. Перспективные инструменты поддержки принятия решений должны устранить проблемы трудоемкости и субъективности, присущие процедурам экспертного оценивания, и предоставить интуитивно понятный пользовательский интерфейс, реализующий взаимодействие со сложными внутренними алгоритмами функционирования системы.

Основой для создания такого инструментария являются технологии мягких вычислений. Понятие мягких вычислений как общего класса методов приближенного решения управленческих задач в условиях неопределенности и рисков введено в работе Л. Заде [3]. К ним относятся нечеткие множества и нечеткая логика, нейронные сети, генетические алгоритмы и эволюционное моделирование.

В рассматриваемой предметной области представляют несомненный научно-практический интерес технологии построения самоорганизующихся карт Т. Кохонена [4], используемые для поиска закономерностей в больших массивах данных. В решаемой задаче объектами классификации являются отдельные НИР, характеризующиеся такими плано-экономическими параметрами, как уровень готовности технологии, сроки выполнения НИР, целевые характеристики продукции относительно существующих отечественных и зарубежных аналогов, использование для создания образцов ВВСТ, использование для создания гражданской продукции, объемы финансирования по годам и другие. В результате работы такого инструмента будет построена карта, отображающая весь массив НИР по всем исследуемым показателям с помощью определенной схемы цветового кодирования. Таким образом, в распоряжение лица, принимающего решения, поступит визуальная аналитическая информация, дающая объективную комплексную оценку приоритетности НИР.

Инструментарий мягких вычислений является универсальным, поскольку не накладывает жестких ограничений на сущность и количество анализируемых плано-экономических параметров НИР, и имеет перспективы широкого практического применения для поддержки принятия управленческих решений по отбору НИР в обеспечение создания промышленных базовых и критических технологий в аэрокосмической отрасли промышленности.

Литература

- [1] Саати Т. Принятие решений. Метод анализа иерархий /пер. с англ. Р. Г. Вачнадзе. М.: Радио и связь, 1993. 278 с.

- [2] Дутов А.В., Ключков В.В. Модель и критерии принятия решений в задачах оптимального планирования прикладных исследований в наукоемкой промышленности // Экономический анализ: теория и практика. 2014. № 44 (395). С. 2–13.
- [3] Zadeh L.A. Fuzzy Logic, Neural Networks, and Soft Computing // Communications of the ACM. 1994. Vol. 37, no 3. P. 77–84.
- [4] Kohonen T. Self-Organizing Maps (Third Extended Edition). N.Y., 2001. 501 p.

ПОДХОД К ФОРМИРОВАНИЮ ПОРТФЕЛЯ ЗАКАЗОВ МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОГО ПРЕДПРИЯТИЯ В УСЛОВИЯХ РАЗМЕЩЕНИЯ ЧАСТИ ПРОИЗВОДСТВА НА ПРЕДПРИЯТИЯХ КООПЕРАЦИИ

Л.Б. Сорокина

afinogenov@vpk.npomash.ru, lbs0415@yandex.ru

АО «ВПК “НПО машиностроения”»

Описаны основные проблемы, возникающие при принятии организационно-управленческого решения при формировании портфеля заказов предприятия ОПК. Предложено для их решения использовать «имитационные» модели, использующие не только математический и аналитический аппарат, но и экспертную оценку. Выдвинуты общие требования функционирования «имитационных» моделей.

Современные предприятия, относящиеся к машиностроительной отрасли и входящие в ОПК (оборонно-промышленный комплекс) Российской Федерации, как правило, выпускают наукоемкую и высокотехнологичную продукцию. Также, указанные предприятия работают по ряду различных направлений и выпускают широкий спектр продукции. Это позволяет предприятиям ОПК поддерживать высокий уровень конкурентоспособности и сотрудничать с различными заказчиками, находящимися как на территории РФ, так и за ее пределами.

Перед головным предприятием всегда стоит задача своевременного и безусловного удовлетворения потребностей всех заказчиков и поддержания предприятия на высоком конкурентоспособном уровне, что обеспечивается стратегией развития предприятия.

Отражением прошлой, текущей и планируемой деятельности предприятия является портфель заказов предприятия.

Распределенность производства по предприятиям кооперации при проведении долгосрочного планирования требуют от лица, принимающего решение, (ЛПР) и от эксперта-аналитика решения сложных, многокритериальных и многоуровневых задач. Решение таких задач требует учета обширного количества разнообразных параметров, влияющих на производство продукции [1] и обеспечивать принятие управленческого решения в режиме реального времени [2].

В качестве одного из инструментов системного подхода для решения проблем, возникающих при принятии организационно-управленческого решения при формировании портфеля заказов предприятия ОПК, предлагается использовать «имитационные» модели.

«Имитационные» модели должны [3]:

- отражать техническую, технологическую, производственную и экономическую стороны процессов изготовления и поставки продукции;
- учитывать не только «содержательно-идеализированные математические зависимости, которые отражая в целом теоретические закономерности ... не устраивают

экономистов и производителей практиков», но и оценку эксперта, через корректирующий коэффициент;

– быть интуитивно понятными широкому кругу пользователей и достаточно простыми в применении.

Устойчивость результата применения «имитационных» моделей (реализация и достижение запланированных в портфеле заказов показателей) достигается за счет [4]:

– исследования и использования законов развития и функционирования предприятий еще на этапе формирования «имитационной» модели;

– разработки и использования нормативной базы и доступных усредненных значений показателей, характеризующих состояние и отдачу ресурсов;

– исключение из модели показателей, которые могут быть искажены инфляционными процессами российской экономики, и замена их на условные (приведенные) величины, которые в дальнейшем могут быть пересчитаны в финансовые потоки;

– разработка и внедрение аналитических процедур и интегрированной отчетности на этапе анализа результатов «имитационного» моделирования и принятия решения ЛПР.

Литература

- [1] Леонов А.Г., Довгодуш С.И., Петровский В.С. О системном подходе к организации создания и использования космической техники в проектах международного сотрудничества // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23, № 2. С. 208–215.
- [2] Волочиенко В.А. Совершенствование автоматизированных систем управления производством и развитие логистики производства // Управление. 2015. Т. 3, № 2. С. 22–26.
- [3] Медведев А.В. Оптимизационная система поддержки принятия решений в бизнес-планировании. Успехи современного естествознания // Экономические науки. 2015. № 1. С. 679–683.
- [4] Бабичева Н.Э., Любушин Н.П., Урывская С.А., Чернова М.В. Оценка устойчивого развития экономических систем // Электронное научное издание «Устойчивое инновационное развитие: проектирование и управление». 2017. Т. 13, вып. 1 (34), ст. 6. С. 81–90. URL: <http://www.gupravlenie.ru/?p=3106> (дата обращения 20.01.2018).

ОБОСНОВАНИЕ СОСТАВА ПЛАНОВО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ НИОКР ПРИ СОЗДАНИИ ИННОВАЦИОННОЙ ПРОДУКЦИИ

О.М. Юсуfoва

yusufova@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Предложен и обоснован состав планово-экономических параметров НИОКР по созданию инновационной продукции. Представлены стоимостные, временные и вероятностные параметры НИОКР. Определены предельно допустимые параметры жизненного цикла для эффективного управления разработкой инновационной продукции в интересах снижения стоимости и неопределенности полного жизненного цикла разрабатываемых образцов.

Повышение эффективности механизмов регулирования планово-экономических параметров (ПЭП) научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИОКР) при создании инновационной продукции является актуальной научной задачей, причём ее решение является залогом достижения требуемых технических характеристик

при соблюдении установленных временных и стоимостных ограничений. Отечественная практика ценообразования показывает, что в условиях доминирования затратных методов регулирования цен на наукоемкую продукцию и без должного учета факторов научно-технических риска возникают угрозы снижения эффективности выполнения НИОКР и, как следствие, снижение показателей качества финальных образцов наукоемкой продукции.

Результаты анализа и обобщения предшествовавших научных работ в области отечественной и зарубежной практики управления ЖЦ наукоемкой продукции [1, 2], а также действующей нормативно-правовой базы в сфере ценообразования на промышленную продукцию [3] показали, что необходимо учитывать и оценивать не только стоимостные, но и другие ПЭП — сроки выполнения, научно-технические риски и имеющийся научно-технический задел, прогнозируемые параметры последующих стадий жизненного цикла (ЖЦ) наукоемкой продукции.

Для эффективного управления реализацией НИОКР при создании инновационной продукции необходимо расширение состава используемых ПЭП и определение предельно допустимых параметров ЖЦ, определяющих область допустимых значений для рассматриваемых параметров.

Обоснованный состав ПЭП НИОКР включает стоимостные, временные и вероятностные параметры.

К стоимостным параметрам относятся стоимость НИОКР, стоимость производства единичного экземпляра инновационной продукции, стоимость капитального ремонта единичного экземпляра продукции, стоимость ежегодной эксплуатации единичного экземпляра инновационной продукции.

Временные параметры включают продолжительность НИОКР и продолжительность эксплуатации единичного экземпляра инновационной продукции.

К вероятностным параметрам можно отнести научно-техническую и производственно-технологическую реализуемость создания инновационной продукции, а также производственно-технологическую реализуемость капитального ремонта.

В состав предельно допустимых стоимостных параметров ЖЦ инновационной продукции должны быть включены верхняя и нижняя лимитная цена НИОКР.

Предельно допустимыми временными параметрами ЖЦ инновационной продукции выступают предельно допустимый срок окончания НИОКР и минимально допустимая продолжительность эксплуатации единичного экземпляра.

Предельно допустимые вероятностные параметры ЖЦ — это минимально допустимое значение научно-технической и производственно-технологической реализуемости создания и минимально допустимое значение производственно-технологической реализуемости капитального ремонта инновационной продукции.

Таким образом, использование обоснованного состава ПЭП НИОКР и предельно допустимых параметров жизненного цикла инновационной продукции позволит обеспечить оптимизацию используемых ресурсов за весь жизненный цикл и снизить риски, влияющие на продолжительность эффективной эксплуатации инновационной продукции.

Литература

- [1] Дроговоз П.А., Садовская Т.Г., Шиболденков В.А. Подходы к моделированию процессов разработки и производства инновационной продукции // Седьмые чарновские чтения: сб. тр. VII Всерос. науч. конф. организации производства. НОЦ «Контроллинг и управленческие инновации» МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2018. С. 18–30.
- [2] Кашеварова Н.А. Методика обоснования планово-экономических параметров НИОКР при производстве космической продукции специального назначения // Седьмые чарновские чтения: сб. тр. VII Всерос. науч. конф. организации производства.

НОЦ «Контроллинг и управленческие инновации» МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2018. С. 152–155.

- [3] Федеральный закон от 5 апреля 2013 г. № 44-ФЗ «О контрактной системе в сфере закупок товаров, работ, услуг для обеспечения государственных и муниципальных нужд».

ЭКОНОМИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕХНОЛОГИИ БЛОКЧЕЙН В НАУКОЕМКИХ ПРОИЗВОДСТВАХ

О.М. Юсуfoва

yusufova@bmstu.ru

В.Д. Одинокoв

vladimir.odinokov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлены базовые знания об устройстве технологии блокчейн. Рассмотрена реализация транзакций в системе на примере биткоина, приведены алгоритмы консенсуса и их роль в майнинге. Произведен анализ перспектив интеграции технологии блокчейн в наукоемкие производства.

В настоящее время блокчейн является молодой технологией с высоким потенциалом реализации в наукоемких производствах. По мнению экспертов, полномасштабная интеграция займет в России менее 10 лет, но результаты данных преобразований будут способны радикально изменить существующую промышленность и экономику. Технология блокчейн (англ. Blockchain — цепочка блоков) является одной из наиболее перспективных технологий, которая будет востребована бизнесом в ближайшие годы, наряду с технологией IoT (англ. Internet of Things — интернет вещей), AI (англ. Artificial intelligence — искусственный интеллект), Big Data (англ. Big Data — большие данные) и другими наукоемкими технологиями. Блокчейн появился как инструмент создания и управления криптовалютами, однако в настоящее время происходит активная интеграция технологии блокчейн в различные сферы деятельности, в том числе в наукоемкие производства.

Блокчейн — цепочка блоков, каждый из которых содержит информацию и связан с последующим и предыдущим блоками. Данная технология была создана для работы биткоина — первой публичной и работоспособной криптовалюты. В 2008 году человеком или группой людей под псевдонимом Сатоши Накамото был опубликован файл с описанием протокола и принципом работы платежной системы в виде одноранговой сети.

Рассмотрим устройство блокчейна на примере биткоина. Представим, что нам нужно осуществить биткоин-транзакцию. Для этого мы скачиваем биткоин-кошелек. В нем указываем биткоин-адрес получателя, сумму перевода и размер комиссии. Отправляем транзакцию в сеть. Для идентификации в системе она подписывается нашим частным ключом, которым обладаем только мы. Затем биткоин-узлы проверяют наличие на нашем кошельке необходимого числа биткоинов. После валидации транзакция попадает в Mempool (англ. Memory Pool — это область хранения всех ожидающих транзакций) и ожидает своей очереди, номер в очереди определяется выбранной нами комиссией. Когда подходит очередь операции, наступает процесс ее регистрации в блок, который представляет из себя множество зарегистрированных и упорядоченных транзакций за определенный промежуток времени. Затем данный блок масштабируется биткоин-узлами и становится звеном цепи из таких же подобных блоков.

Изменения в цепочке блоков невозможны, поскольку они связаны хеш-суммой. Хеширование — это преобразование одного массива данных произвольной длины в выходную битовую строку фиксированной длины, то есть это некий дайджест сообще-

ния. Таким образом, хеш блока — это битовая строка, преобразованная из массива данных о транзакциях.

Те, кто занимаются подбором хеша, называются майнерами. Они и получают комиссию за регистрацию транзакции. Также майнер, обладающий самыми большими вычислительными мощностями и сумевший первым найти нужный хеш, получает вознаграждение. При данном алгоритме, который называется PoW (англ. Proof of Work — доказательство работы), мошенничество возможно только при владении 51 % всех мощностей системы. Следующая криптовалюта по капитализации за биткоином — эфириум, использует алгоритм консенсуса PoS (англ. Proof of Stake — доказательство доли). Комиссию и вознаграждение пользователи сети получают пропорционально своим долям.

Из основных алгоритмов консенсуса можно выделить PoI (англ. Proof of Importance — доказательство важности), который является более совершенной версией PoS, поскольку еще учитывает общий оборот токенов пользователя. Участнику системы для получения вознаграждения еще необходимо совершить определенное количество транзакций. Алгоритм консенсуса DPoS (англ. Delegated Proof of Stake — делегированное подтверждение доли) является общим термином, описывающим эволюцию базовых консенсус-протоколов на основе подтверждения доли. Также используются алгоритмы Proof of Burn, где «сжигание» происходит путем отправки монет на такой адрес, с которого гарантированно нельзя их потратить, Proof of Capacity, где ресурсом является объем дискового пространства для участия в майнинге, а также Proof of Storage, где выделенное место используется всеми участниками как совместное облачное хранилище [1].

Технология блокчейн основывается на нескольких ключевых принципах. Распределенная база данных позволяет каждой стороне иметь доступ ко всей информации в базе данных, то есть каждое предприятие сможет проверять информацию по сделкам контрагентов без посредников. Каждая транзакция в системе абсолютно прозрачна, каждый пользователь или узел имеет уникальный буквенно-цифровой 30-значный код, который обеспечивает с одной стороны, анонимность, с другой стороны, полную идентификацию при его передаче другим пользователями системы. После проведения транзакции изменить записи не возможно, таким образом гарантируется, что абсолютно все записи фиксируются, отображаются в системе в хронологическом порядке и доступны всем пользователям. При этом пользователи могут самостоятельно программировать алгоритмы, автоматически запускающие транзакции между узлами.

Это позволит предприятиям заключать смарт-контракты, которые усиливают безопасность сделок за счет проверки дополнительных данных. Договоры могут быть составлены в виде исполняемого кода, они оформляются и исполняются строго по правилам, при этом исключается человеческий фактор. Все финансовые операции становятся абсолютно прозрачными и легкодоступными, сделки между людьми, предприятиями, странами становятся безопаснее, быстрее, исключаются мошеннические действия. Меняется подход к хранению и обработке больших данных, происходит структурирование и консолидация огромных массивов информации в единые базы данных. Таким образом, блокчейн снижает риски работы с неизвестными контрагентами, повышает ликвидность средств, объединяет людей и предприятия по всему миру. Применение технологии блокчейн совместно с технологией IoT позволит организовать полномасштабный контроль за всеми производственными системами предприятия и обеспечить контроль над производством и послепродажным обслуживанием наукоемкой промышленной продукции [2].

В настоящее время наукоемкие предприятия уже активно внедряют технологию блокчейн. Например, компания Boeing активно разрабатывает блокчейн-системы резервного GPS-позиционирования, компания Filament использует технологию блок-

чейн и интернет вещей для полномасштабного управления промышленными системами, стартап Factom на основе технологии блокчейн разработал систему для защиты персональной и коммерческой информации. Российская компания Acronis на основе блокчейна разработала систему хранения данных Acronis Storage, решение Acronis Notary для обеспечения целостности данных при подписании документов в электронной форме и Acronis Asign для цифровой подписи.

Таким образом, с открытием технологии блокчейн экономике открываются новые рынки и возможности. Внедрение технологии блокчейн обеспечит преимущества компаниям и позволит оптимизировать наукоемкое производство. Применение блокчейна позволит наукоемким промышленным предприятиям эффективно управлять цепочками поставок, заключать смарт-контракты и отслеживать весь жизненный цикл наукоемкой продукции.

Литература

- [1] Попов В.Б. Об алгоритмах достижения консенсуса в технологиях криптовалют // Тенденции развития интернет и цифровой экономики. 2018. С. 249–250.
- [2] Тапскотт А., Тапскотт Д. Технология блокчейн: то, что движет финансовой революцией сегодня / пер. с англ. К. Шашковой, Е. Ряхиной. М.: Эксмо, 2018. 448 с.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЖИЗНЕННЫМ ЦИКЛОМ НАУКОЕМОЙ ПРОДУКЦИИ НА ОСНОВЕ БЛОКЧЕЙН-ТЕХНОЛОГИИ

В.А. Дадонов
И.О. Гарина

dvaczar@mail.ru
ir.garina@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматривается технология блокчейн как основа электронного документооборота на предприятиях, занимающихся изготовлением наукоемкой продукции.

Современное развитие мировой экономики характеризуется стремительным развитием технологической сферы. Производство высокотехнологичной продукции является решающим фактором конкурентоспособности как внутри страны, так и на международном уровне, а внедрение высоких технологий во все сферы жизни является необходимым условием экономического роста [1].

Последние десятилетия в промышленно развитых странах широко распространяется технология сквозной информационной поддержки наукоемкой продукции на всех этапах жизненного цикла: технический замысел и маркетинг рынка, проектирование, технологическая подготовка производства, производство, продажа, послепродажное обслуживание, эксплуатация и утилизация. Технология блокчейн является особенно важным звеном при построении подобной информационной системы, позволяя создать саморегулирующуюся сеть сбора данных и контроля их целостности [2].

Предприятия, занятые производством наукоемкой продукции, как правило, сильно зависят от своих подрядчиков, поставщиков, качества и сроков поставляемой продукции. Внедрение технологии блокчейн в информационные системы управления жизненным циклом производства, а также цепочками поставок и системы сквозного контроля сделают возможным построение абсолютно прозрачного и верифицированного процесса производства продукции. Это позволит сохранять всю историю опера-

ций в единой распределенной сети, доступ к которой имеют все участники процесса, начиная от предприятия — изготовителя, заканчивая конечным потребителем продукции, повысить ответственность сторон — участников процесса и здоровую конкуренцию, что в совокупности позитивно скажется на качестве наукоемкой промышленности [3].

Внедрение технологии блокчейн для управления цепочками поставок приведет к появлению надежных рынков сбыта, так как товар сам будет нести в себе информацию о производителе, испытаниях, всех компонентах, задействованных на этапах производства продукта, и жизненном цикле использования, причем специфика технологии блокчейн позволит обезопасить информацию от внесения изменений. Прозрачность процесса производства позволит увеличить количество участников процесса производства без снижения эффективности и качества выпускаемой продукции [4].

На пути внедрения данной технологии в существующие системы сквозного контроля жизненного цикла продукта может возникнуть ряд проблем, требующих проработки.

Во-первых, открытой проблемой технологии блокчейн является масштабируемость сети обмена данными и ее производительность. Так как добавление новой информационной единицы требует подтверждения всеми участниками сети, при построении сети по управлению жизненным циклом продукта следует уделить особое внимание выбору и проектированию алгоритмов, на базе которых будет строиться сеть с учетом заранее установленных метрик эффективности работы. В качестве метрики можно использовать максимальное время добавления новых данных в информационную цепочку изделия.

Во-вторых, необходимо стандартизировать технологию. Блокчейн находится на ранней стадии своего развития, что подразумевает отсутствие единого международного стандарта построения распределенных систем данного типа и информационной базы с рекомендациями по внедрению и эксплуатации. Немало важным этапом подготовки к внедрению является проработка нормативно-регулирующей базы в отношении использования данной технологии.

В-третьих, вопрос приватности. Изначально технология блокчейн разрабатывалась как распределенная сеть обмена информации между анонимными узлами. В процессе производства использование указанной характеристики неприемлемо, что означает необходимость переработки данной технологии с учетом специфики конкретного производителя.

Еще одной проблемой является безопасность. Такие прецеденты как коллапс на одной из бирж, использующей блокчейн, в 2014 году и постоянные атаки в последнее время свидетельствуют о том, что степень защиты данной технологии еще не до конца изучена и необходимо провести работу по поиску возможных уязвимостей в безопасности систем, полагающихся на технологию блокчейн.

Литература

- [1] Проскурин С.Д. Роль высокотехнологичной продукции в экономическом развитии России // *Фундаментальные исследования*. 2016. № 9, ч. 2. С. 404–410.
- [2] Заковряшин А.И. ИПИ технология создания наукоемких изделий // *Электронный журнал «Труды МАИ»*. Вып. № 49. С. 1 — 8.
- [3] Миронова В.С. Маркетинг наукоемкой продукции: учеб. пособие для студентов вузов очной формы обучения по направлению 150700.62 «Машиностроение» / Министерство образования и науки Российской Федерации, Курганский государственный университет. Курган, 2014. С. 94 — 127.
- [4] Тапскотт Д., Тапскотт А. Революция блокчейн. Как технология, стоящая за биткоин, меняет деньги, бизнес и мир. 2017. С. 56–64.

РАЗРАБОТКА НЕЙРОСЕТЕВОЙ КОНЦЕПЦИИ РАСПРЕДЕЛЕННОГО РЕЕСТРА ИНФОРМАЦИИ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ЦИФРОВЫМИ АКТИВАМИ В ПРОМЫШЛЕННОСТИ

В.А. Шиболденков

vshiboldenkov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Предлагается концепция функционального совмещения технологий распределенного управления информацией (блокчейн) и принципов семантической близости хранения данных (нейронные сети и нейронные карты).

Цифровая трансформация стимулирует развитие горизонтальной экономики. Все транзакционные и координационные вопросы пытаются решить при помощи алгоритмических регуляторов, исключая из цепочек создания ценности трудоемкое взаимодействие с юридическими гарантами-посредниками. Еще большую актуальность широкого использования информатизации, децентрализации и когнитивизации в области оперативного принятия стратегических решений вызывают социально-экономические и научно-технические шоки, и следующие за ними периоды военно-политической нестабильности и неопределенности. Поэтому инструментарий, позволяющий промышленным предприятиям расширять возможности стратегических шагов во всех направлениях корпоративной политики с одновременным повышением оперативности и обоснованности принимаемых решений становится фундаментом гармоничного развития организации в новом технико-экономическом укладе.

Цифровые активы и цифровые инструменты управления представляют собой полноценную систему инновационных решений, так как открывают промышленному предприятию доступ не только к новым формам имущества (хотя это уже значительный шаг для развития конкурентного потенциала), но и новые принципы взаимодействия с ними, а также непосредственно новые механизмы контроля и регулирования. Под цифровыми активами [1] необходимо понимать широкий спектр виртуальных ценностей, цифровой собственности, цифровых прав и сопутствующей ей финансового-технологической инфраструктуры, представляемую, в первую очередь, базами данных и автоматическими алгоритмами обработки и управления транзакциями с цифровыми активами, называемыми смарт-контрактами.

Блокчейн как инструмент представляет собой технологию децентрализованного и распределенного управления данными о транзакциях, с особыми принципами прозрачности, дублирования и всеобщей тождественности сведений при их хранении. Формируемая по данному принципу последовательность транзакций копируется, шифруется и хранится у каждого участника системы, причем в идеале каждое звено цепи хранит сведения о всей структуре сети и всех действиях пользователей. Важная особенность данной технологии заключается в наличии механизма консенсуса, основанного на функционировании распределенной контрольной бухгалтерской книги (англ. distributed ledger technology, DLT), которая при проверке транзакций добавляет к ним временную метку (и зашифрованную подпись) [2]. Таким образом ведется журнал транзакций, логи которого встроены в динамическую цепочку записей (т.н. блоки) по транзакциям. Распределенный реестр представляет собой более широкое и строгое понятие, и структурно основывается на базе данных с авторизованными участниками, цепочке блоков и технологии распределенной контрольной книги.

Здесь можно провести аналогию с нейронной сетью (причем не важно биологической или искусственной), где есть ряд близких особенностей инфраструктуры [3]: нейроны обычно объединены в сложную, полносвязную структуру ансамблей и сетей;

синаптические весовые коэффициенты, представляющие одновременно и распределенную память, и ансамбль параллельных вычислений, позволяющий выполнять все операции эволюции сети на ее узлах; использование ассоциации при хранении и обработке информации, т. е. взаимодействовать с закономерностями и структурами в информации, а не просто с наборами данных.

Все положительные стороны алгоритмизированного распределенного реестра очевидны: колоссальное сокращение координационных издержек, существенное повышение скорости операций, транспарентность транзакций, устранение субъективных ошибок, инновационный механизм поддержания целостности сведений. Проблема в том, что в практическом плане требуется очень много ресурсов для управления, или хотя бы хранения, информации о всем реестре активов. Исходя из соображений экономической целесообразности некоторое требования «идеального блокчейна» смягчают или даже упрощают:

- формируют периоды актуальности, за которые хранят сведения о транзакциях, и сокращают объем контрольной книги;
- сохраняют сведения лишь о выборочных транзакциях;
- упрощают процедуры согласования в сложных режимах (на морально устаревшей технике, при высокой нагрузке на инфраструктуру, при взаимодействии сложноорганизованной системы большого количества узлов и т. п.). В итоге серьезно редуцируются возможности технологии блокчейн до элементарной приватной распределенной базы данных.

Для повышения возможностей применения распределенного реестра информации можно использовать разнообразные наработки прикладной нейрокомпьютерной техники. Удобство нейронных сетей заключается в ряде свойств.

1. Эмерджентная архитектура со случайной инициацией связей. Представляется возможным сформировать механизм управления архитектурой системы за счет случайного подключения узлов при обработке элементарной транзакции и случайного пула узлов, которому передаются сведения об элементарной транзакции. К примеру, за счет случайного закона хранения (при этом зашифрованного от всех участников) можно копии сведений передавать только на несколько неизвестных узлов, а не дублировать на всю систему.

2. Динамические связи. Представляется возможным сформировать механизмы динамического изменения структуры связей или их интенсивности в зависимости текущей нагрузки на систему.

3. Распределенная и ассоциативная память. Представляется возможным хранить часть сведений о транзакциях не только в узлах системы, но и в самой ее архитектуре, формируя ансамбли, слои, подсистемы из функционально связанных узлов. К примеру, внести групповой консенсус для ансамбля проверенных узлов.

С формальной стороны любая организационная инновация должна либо оптимизировать все формы ресурсов компании, либо увеличивать доходность и оптимизировать портфель проектов, либо повышать ликвидность активов, либо смягчать неблагоприятные исходы и уменьшать риски. Предложенная концепция позволяет в краткосрочной перспективе значительно упростить промышленным компаниям расчетные операции между экономическими субъектами и серьезно сократить время процедур аккредитации. В долгосрочной перспективе позволит повысить скорость принятия решений за счет цифрового управления активами и доступа к новым формам и механизмам инвестирования.

Литература

- [1] Лаптев В.А. Цифровые активы как объекты гражданских прав // Юридическая наука и практика: Вестник Нижегородской академии МВД России. 2018. № 2 (42). С. 199–204.

- [2] Цветкова Л.А. Перспективы развития технологии блокчейн в России: конкурентные преимущества и барьеры // Экономика науки. 2017. Т. 3. №. 4. С. 275–296.
- [3] Aggarwal С.С. Neural Networks and Deep Learning: A Textbook. Springer. 496 p.

АКТУАЛЬНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ ИНТЕГРИРОВАННЫХ СТРУКТУР РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

А.В. Рябченко

sahs@inbox.ru

АО «Красноярский машиностроительный завод»

Реиндустриализация и совершенствование корпоративного строительства интегрированных структур ракетно-космической промышленности являются приоритетными задачами, стоящими перед отраслью. Разработка положений индустриально-корпоративного строительства является одним из условий для решения этих задач.

Теоретической и методологической базой организационного проектирования (моделирования) производственной (экономической) деятельности интегрированных структур (отраслевых корпораций) ракетно-космической промышленности (РКП) выступает последовательность положений ресурсной и факторной теорий, функций управления и постулатов формационной теории применительно к микро-(мезо-) экономике.

Ресурсная теория, как вовлечение в процесс производства трудовых, материальных и природных ресурсов, которое обеспечивается финансовыми ресурсами.

Факторная теория, как трансформация вовлеченных в процесс производства ресурсов в факторы производства (труд (рабочая сила), производственный капитал (средства труда) и земля (предметы труда)). Соединение факторов производства опосредствуется технологией, организацией производством и другими функциями управления.

Формационная теория определяет сложившийся способ производства в определенный момент времени как соответствие производительных сил (соединение рабочей силы и средств производства) и производственных отношений (в современной интерпретации характеризующие отношения между наемной рабочей силой, менеджментом корпорации и акционерами).

В настоящее время данное соответствие диспропорционально с одной стороны из-за системных проблем накопленных в РКП в процессе деиндустриализации российской экономики в целом [1], с другой, внедрением (началом становления) корпоративного управления интегрированными структурами, направленного на «... повышение эффективности деятельности интегрированных структур ОПК, в том числе за счет усиления ответственности их головных организаций за принятые решения, касающиеся развития и стабильного функционирования этих структур, перед основным акционером — Российской Федерацией» согласно Основ государственной политики в области развития оборонно-промышленного комплекса.

Достигнуть соответствия между производительными силами и производственными отношениями отраслевых корпораций при проведении текущей планомерной реструктуризации интегрированных структур РКП возможно за счет совершенствования: производственно-технологической структуры (совокупности технологических процессов с материально-вещественными и производственно-техническими связями

между ними, обеспечивающая производство ракетно-космической техники); организационно-хозяйственной структуры (совокупности предприятий, входящих в состав корпорации, и административно-хозяйственные отношения между ними, представляющие собой систему корпоративного управления).

Совершенствование производственно-технологической структуры представляет собой процесс реиндустриализации [1], реализуемой посредством внедрения современной индустриальную бизнес-модели [2], диверсификации и оптимизации структуры производства.

Совершенствование организационно-хозяйственной структуры предполагает формирование современной системы корпоративного управления акционерными обществами с государственным участием. Это, в свою очередь, обуславливает дальнейшее развитие теории, методологии и практики организационного проектирования, как самостоятельного направления - индустриально-корпоративного строительства интегрированных структур РКП.

Литература

- [1] Безлепкина Н.В., Кононова Е.Н., Курносова Е.А. Процессы индустриализации, деиндустриализации и реиндустриализации в эволюции российской экономики // Вестник Самарского государственного университета. Сер. Экономика и управление. 2015. № 9/2 (131). С. 137–149.
- [2] Флек М.Б., Богуславский И.В., Угнич Е.А. Совершенствование организации высокотехнологичных производств: индустриальная модель // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2016. Т. 18, № 1 (2). С. 342–348.

РАЗВИТИЕ МЕХАНИЗМОВ МЕЖЗАВОДСКОЙ КООПЕРАЦИИ В КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ ПРОМЫШЛЕННОСТИ В УСЛОВИЯХ ДИВЕРСИФИКАЦИИ И ЦИФРОВИЗАЦИИ ПРОИЗВОДСТВА

М.В. Добринец

mvd@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Выполнен анализ актуальных проблем развития межзаводской кооперации в условиях диверсификации космической отрасли промышленности. Раскрыты возможности оптимизации сети межзаводской кооперации при внедрении технологий цифрового производства и интеллектуального анализа данных.

В настоящее время перед промышленными предприятиями космической отрасли РФ стоят сложные задачи диверсификации производства и реализации инновационных проектов, обеспечивающих коммерческую отдачу. Производственный цикл создания наукоемких образцов космической техники является одним из самых продолжительных в экономике, что существенно затрудняет прогнозирование показателей деятельности предприятий. К общим проблемам космической промышленности можно отнести: высокую степень износа основных фондов; существенную долговую нагрузку; недостаточную восприимчивость к внедрению инноваций; высокую материало- и энергоёмкость производимой продукции; отсутствие современного оборудования для производства инновационной продукции; недостаточное кадровое обеспечение; недостаточные финансово-экономические возможности.

Эти проблемы невозможно решить без технологической и организационной модернизации производства. Рост технической сложности производства космических

аппаратов требует обуславливает необходимость концентрации ресурсов предприятий на ключевых компетенциях и интеграции конечных решений. При этом неэффективные в рамках предприятия процессы передаются на аутсорсинг соисполнителям. Для успешной реализации такого подхода необходима развитая сеть межзаводской кооперации (МЗК) в производстве продукции космического назначения, позволяющая снизить объемы постоянных издержек и потребность в инвестициях в основные средства для компаний-интеграторов.

Участники МЗК могут достигать более высокой эффективности в производстве составных частей, отдельных компонентов и модулей за счет использования своих производственных возможностей в интересах сбыта на иные рынки. Не менее значима кооперации и в процессе разработки новой техники. Специализация компаний разработчиков конечной продукции на интеграции и привлечение сторонних компетенций в части разработки компонентов и модулей может позволить повысить уровень технологичности и сократить затраты на разработку, привлечь большее число внешних инноваций.

Следует признать, что в настоящее время в отечественной практике отсутствуют эффективные механизмы МЗК. Их внедрение является необходимым условием развития и повышения конкурентоспособности российской космической промышленности. Среди ключевых барьеров, которые препятствуют развитию МЗК, можно выделить, во-первых, отсутствие мотивации у производителей-финалистов, во-вторых, низкую инвестиционную привлекательность производства комплектующих, в-третьих, дефицит квалифицированных кадров для работы с цепочками поставщиков.

Целью развития системы МЗК является повышение оперативности исполнения контрактных обязательств по государственному оборонному заказу и коммерческих договоров, оптимизация загрузки оборудования на предприятиях путем размещения заказов на производственных мощностях друг друга с учетом ключевых технологических компетенций, повышение качества продукции и более эффективное планирование развития технологических компетенций с учетом ограниченных ресурсов. Эффективная система МЗК обеспечивает консолидацию возможностей предприятий в части трудовых и технологических ресурсов для оптимальной загрузки производственных мощностей и стратегического планирования их развития в условиях межзаводского взаимодействия.

В условиях диверсификации производства предприятиям космической промышленности необходимо одновременно с выполнением государственных контрактов проводить масштабные освоения новых коммерческих изделий. Для этого необходимо заново формировать связи МЗК, осуществлять объемно-календарное планирование по нескольким уровням сети МЗК, включающей множество поставщиков и номенклатурных позиций. При этом руководству головного предприятия необходимо убедиться, что оно сможет по срокам и объемам обеспечить необходимые поставки номенклатуры для сборки и выпуска финального изделия, а затем, в процессе выполнения контракта, осуществлять мониторинг цепочек кооперации.

Новые возможности для модернизации механизмов МЗК открывает цифровизация промышленности, позволяющая перейти к новой индустриальной модели организации информационного взаимодействия всех участников процессов жизненного цикла изделий космической техники. Современные инструменты инженерного анализа и цифрового производства [1] позволят создать «цифрового двойника» финального изделия со всеми сведениями о его кооперационной структуре, с показателями научно-технического задела и производственно-технологической готовности предприятий-участников МЗК, с данными о длительности процессов, о потребностях в ресурсах и имеющихся мощностях предприятий.

Оптимизация системы МЗК представляется возможно на основе современных методов интеллектуального анализа данных [2]. Это позволит путем обработки боль-

ших массивов данных по МЗК выявить незадействованный ресурсный потенциал предприятий-участников и обеспечить экономическое рациональное распределение заданий по предприятиям по этапам производства и поставок составных частей промышленного изделия.

Литература

- [1] Решетников А.И., Садовский Г.Л. Внедрение технологий инженерного анализа в условиях цифровой модернизации промышленности // Экономика и предпринимательство. 2017. № 3. С. 707–710.
- [2] Дроговоз П.А., Рассомагин А.С. Обзор современных методов интеллектуального анализа данных и их применение для принятия управленческих решений // Экономика и предпринимательство. 2017. № 3. С. 689–693.

МИРОВАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ: НЕОБХОДИМОСТЬ СТРАТЕГИЧЕСКОГО ФОРСАЙТА

Л.В. Панкова

lpankova@imemo.ru

Институт мировой экономики и международных отношений
имени Е.М.Примакова РАН (ИМЭМО РАН)

В докладе рассматриваются возможности мировой космической деятельности по снижению разбалансировки международной стабильности, в частности, через организацию крупных партнерских проектов, выстраиваемых на основе передовых цифровых технологий. Показана неотложность задачи выработки стратегического видения будущего мировой космической деятельности, систематического определения стратегических направлений развития и выделение главных, наиболее актуальных трендов. Необходимым условием решения этой задачи становится использование методологии стратегического форсайта. В докладе представлена практика стратегического форсайта ряда зарубежных стран и организаций.

Приближающееся третье десятилетие XXI века, несомненно, будет временем реализации и практического использования результатов инновационно-цифровых прорывов, в том числе и в области космической деятельности, являющейся, как известно, сферой высоких наукоемких передовых технологий, преимущественно двойного назначения (военного и гражданского). Последнее, однако, говорит и о возможности возрастания риска милитаризации космического пространства, что представляет серьезный вызов в условиях непредсказуемости технологического развития и зачастую его «разрушительного» характера. Несмотря на большие усилия, прилагаемые рядом стран, и прежде всего, Россией и Китаем, по заключению всеобъемлющего договора о запрещении милитаризации космического пространства, все чаще говорят о возможности в будущем использования космоса не только для реализации научных и прикладных задач (исследование планет, наблюдения, связь, навигация и т. д.), но и для проведения военных (возможно, и наступательных) операций. В то же время активно развиваются коммерческие технологии в космосе, что, по мнению зарубежных специалистов, поднимает вопрос о необходимости инновативных подходов к детализации оценки по ассимиляции гражданских технологий в военной сфере, а также требует учета и контроля потенциально опасных направлений использования гражданских технологий. С учетом современной геополитической ситуации особое внимание в докладе уделяется рассмотрению возможностей мировой космической деятельности по

«преодолению» разбалансировки международной стабильности в том числе и через организацию крупных партнерских проектов, выстраиваемых на основе передовых цифровых технологий.

В результате неотложной задачей становится выработка на постоянной основе стратегического видения будущего мировой космической деятельности, систематического определения стратегических направлений развития и выделение главных, наиболее актуальных трендов. Необходимым условием решения этой задачи становится использование методологии стратегического форсайта. В докладе представлена практика стратегического форсайта ряда зарубежных стран и организаций. В частности, Европейского оборонного агентства. Передовой опыт в формировании стратегических форсайтов, позволяющий прогнозировать и формировать будущие компетенции, с учетом высокого потенциала изменений, закладываемых, ускоренным технологическим ростом и, прежде всего, динамичным развитием цифровых технологий как в военном, так и в гражданском секторах экономики, представляет, на наш взгляд, несомненный интерес для ракетно-космической отрасли России.

РЕАЛИЗАЦИЯ КОНЦЕПЦИИ ПОДКЛЮЧЕННОГО ПРЕДПРИЯТИЯ ДЛЯ НАУКОЕМКОЙ ПРОМЫШЛЕННОЙ КОМПАНИИ

Е.А. Абрамова

abramova.cat-ab@ya.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Описаны принципы, на которых строится концепция подключенного предприятия и подключенного производства. Рассматриваются понятия Индустрии 4.0, сетевое производство будущего, подключенное производство и влияние на него всеобщего подключения к Интернету с неограниченными возможностями обмена информацией.

Промышленное производство в течение последних столетий претерпело три фундаментальных революционных изменения, а сейчас мы принимаем участие в его четвертой революции — Индустрии 4.0. В 2020 году, по данным BI Intelligence, количество «подключенных» устройств составит 34 миллиарда [1]. Такому прогрессу в развитии промышленности способствовали разработка датчиков и облачных вычислений, что позволило значительно облегчить оценку состояния износа машин, прежде чем они приведут к отказу.

Согласно концепции подключенного производства (connected manufacturing), выделяется семь основных составляющих киберфизических систем.

1. Быстрая интеграция и гибкая конфигурация позволяет быстро перенастраивать производственное оборудование к постоянно меняющимся требованиям с помощью всего лишь нескольких кликов на панели управления.

2. Вследствие этого возникает необходимость открытых стандартов в программной и аппаратной архитектуре, чтобы работать вместе с другими облаками, интегрируя сервисы и программное обеспечение сторонних поставщиков.

3. Компоненты и системы с искусственным интеллектом, получая сигналы от датчиков, выполняют свои задачи в соответствии с требованиями систем более высокого уровня, создавая нейронные сети и делая устройства умнее.

4. В подключенном производстве все необходимые данные о продукте собираются в течение срока его службы и сохраняются в его виртуальном представлении в режиме реального времени.

5. Эти виртуальные представления связаны с их физическими аналогами, а датчики контролируют их рабочие параметры, и, как следствие, становится возможным цифровое управление различным циклом.

6. Человек как ключевой игрок будет стоять в центре внимания промышленной революции, а роботы лишь помогать им принимать обоснованные решения.

7. В концепции Подключенного производства ключевое место отводится обеспечению безопасности сетей создания стоимости (ССС) — «взаимодействий не только между поставщиками материалов, производителями готовой продукции и ее продавцами, но и с фирмами-комплементорами, производящими и реализующими сопутствующие товары, увеличивающие ценность продукции хозяйствующего субъекта» [2].

В данном случае под безопасностью надо понимать и защиту рабочих от опасностей, связанных с оборудованием (safety), и защиту производственных систем и корпоративных ИТ от кибератак и сбоев (security). Для эффективной совместной деятельности все партнеры сетей создания стоимости должны применять те же стандарты и процессы, чтобы сделать общую сеть safety и secure.

Концепция подключенного производства уже сейчас приносит немецкому концерну Bosch значительные результаты. Так на заводе компании, расположенном в китайском городе Сучжоу, благодаря «умной» связи, инвентаризация теперь занимает всего четыре часа, другими словами это сокращает время, необходимое для инвентаризации на 97 процентов, или 440 человеко-часов [3].

В глобальном смысле компания Accenture прогнозирует к 2030 году прибавку в \$14,2 триллионов к мировому ВВП от промышленного интернета вещей. Соответственно исследованиям VCG, общая производительность в Германии вырастет на 5...8 %, или на 90–150 млрд евро благодаря внедрению промышленного интернета вещей [4].

Литература

- [1] Business insider. URL: <https://www.businessinsider.de/34-billion-devices-will-be-connected-to-the-internet-by-2020-2016-1?r=US&IR=T> (accessed 18 september 2018).
- [2] Каргинова В.В., Тишков С.В., Щербак А.П. Стратегия создания стоимости при балансе интересов: от цепочки к сети // Вестник Томского государственного университета. 2017. № 39. С. 26.
- [3] Официальный сайт компании Bosch. Пресс-релиз. Индустрия 4.0. URL: <https://www.bosch-presse.de/pressportal/de/en/bosch-is-usingindustry-4-0-to-increase-its-competitiveness-44805.html> (дата обращения 30.09.2018)
- [4]. Официальный сайт АО «Лаборатория Касперского». Индустрия 4.0. URL: <http://kaspersky.vedomosti.ru/industrii/industry4> (дата обращения 01.10.2018)

ФОРМИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ПОСЛЕПРОДАЖНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ РОССИЙСКОГО ПРОИЗВОДСТВА НА МИРОВОМ РЫНКЕ

С.С. Корунов
Е.А. Маслов

kaf509@mai.ru
maslov_evgeny86@mail.ru

Московский авиационный институт (технический университет)

Повышение качества послепродажного обслуживания летательных аппаратов является одной из ключевых задач, необходимых для увеличения объемов экспорта авиатехники российского производства. Для решения этой задачи предлагается сформировать комплексную и эффективную систему послепродажного обслуживания, отвечающую

требованиям иностранных заказчиков. Приводятся критерии послепродажного обслуживания и предложения по его совершенствованию.

Одним из основных требований, предъявляемых эксплуатантами к летательным аппаратам, является высококачественное и экономически конкурентоспособное послепродажное обслуживание.

Послепродажное обслуживание авиатехники представляет собой комплекс взаимосвязанных мероприятий, направленных на поддержание летательного аппарата в исправном и работоспособном состоянии на протяжении всего срока эксплуатации в послегарантийный период.

Перечень указанных мероприятий включает в себя: поставку запчастей, оборудования, аппаратуры, расходных материалов, техобслуживание, текущий и капитальный ремонт, поставку и сопровождение эксплуатационной и ремонтной документации, поставку технических средств обучения, обучение летного состава, информационную поддержку эксплуатации, модернизацию и утилизацию.

Основные требования, предъявляемые к послепродажному обслуживанию, являются своевременность выполнения указанных выше мероприятий, при их конкурентоспособной стоимости.

Для сохранения и укрепления позиций российских поставщиков авиатехники на международном рынке послепродажное обслуживание должно отвечать следующим критериям:

- носить комплексный, целостный и системный характер;
- обеспечивать летную годность всех летательных аппаратов;
- обеспечивать высокую степень удовлетворения эксплуатантов;
- приносить максимальную прибыль поставщикам;
- предоставлять постоянную интерактивную поддержку эксплуатантам;
- индивидуальный подход к каждому заказчику.

Предложения по совершенствованию системы послепродажного обслуживания летательных аппаратов российского производства:

1. Разработка и внедрение стратегии послепродажного обслуживания авиационной техники российского производства;
2. Налаживание эффективной взаимосвязи с иностранными эксплуатантами авиатехники;
3. Разработка и внедрение программного обеспечения, позволяющего отслеживать техническое состояние каждого летательного аппарата;
4. Создание консигнационных складов с запчастями с целью максимально быстро удовлетворения спроса;
5. Разработка электронных каталогов на каждую модификацию летательного аппарата, а также прейскуранта цен на все запчасти;
6. Создание за рубежом сети центров технического обслуживания и капитального ремонта авиатехники;
7. Формирование выездных бригад, способных оперативно оказать содействие в техобслуживании и ремонте авиатехники за рубежом;
8. Проработка эффективных схем контрактации в части послепродажного обслуживания.

Практическое применение указанных выше предложений позволит укрепить российским поставщикам авиатехники свои позиции на мировом рынке, увеличить прибыль, получаемую от послепродажного обслуживания, и противостоять недобросовестной конкуренции в условиях напряженной международной обстановки.

МЕХАНИЗМ ФОРМИРОВАНИЯ ИННОВАЦИОННЫХ КЛАСТЕРНЫХ ЦЕПОЧЕК В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПРОЕКТАМИ

В.В. Журавский

kaf509@mai.ru

Б.Е. Курбатов

kaf509@mai.ru

Н.Ю. Недбайло

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (технический университет)

Выполнено исследование, направленное на разработку методологии анализа и оценки эффективности управления инновационной деятельностью в процессе реализации космических проектов. Разработана модель формирования цепочек инновационных кластеров, позволяющая повысить эффективность проектного управления на основе более полного и точного учета действия внешних и внутренних факторов, учитываемых при формировании целевой функции.

Опыт осуществления подавляющего большинства космических проектов показывает, что их успешное завершение во многом зависит от того, насколько своевременно и эффективно реализуется их инновационная составляющая. Неопределенность качественных и количественных оценок большого числа инновационно ориентированных проектных показателей и связанный с этим повышенный риск принятия неадекватных управленческих решений ставят на повестку дня и делают весьма актуальными вопросы разработки высокоэффективного методического и инструментального обеспечения управления инновационной деятельностью, встроенного в общепроектную систему управления.

Для решения рассматриваемой проблемы в рамках выполненного исследования была разработана модель формирования цепочек инновационных кластеров, позволяющая в определенной степени формализовать механизмы инновационного развития, сделать более эффективным процесс реализации всех основных функций управления. Ее основу составляет трехслойная структура, в которой каждый из исходных слоев отображает ключевые элементы трех возможных доминант в целевой функции управления. К их числу относятся: показатели функционального совершенства создаваемых объектов и реализуемых процессов и их элементов; набор временных характеристик в системе управления временем; важнейшие показатели ресурсного обеспечения проекта (в упрощенном варианте рассматриваются только финансовые ресурсы).

На основе объединения соответствующих элементов каждого из слоев по результатам предварительно выполненного моделирования и анализа ожидаемых результатов управленческих решений формируются инновационные кластеры. Каждый из них представляет собой достаточно автономный и поэтому относительно хорошо поддающийся управлению элемент инновационной составляющей деятельности по проекту.

В то же время изменения, вносимые каждым таким кластером в сам проект и его окружение, часто и весьма существенно меняют условия сопряжения данного инновационного элемента с другими элементами проектной деятельности. Тем самым создаются условия для разработки и внедрения соответствующих инновационных решений, инициированных рассматриваемым кластером. В результате формируются кластерные инновационные цепочки, которые следует рассматривать как обобщенный объект управления инновационной деятельностью по проекту.

Для повышения ее эффективности разработана модель, объединяющая обобщенные показатели функционального совершенства производимого продукта проекта, имеющихся ресурсов времени и бюджетных ограничений деятельности по

проекту. Все перечисленные составляющие учитываются в системе качественных и количественных показателей технологического потенциала проекта. А все возможные управленческие решения проверяются на соответствие ограничениям, обусловленным траекторными целями, с учетом критерия максимума эффективности итогового результата деятельности по проекту.

ОПТИМИЗАЦИЯ РАСХОДОВ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ЗА СЧЕТ АВТОМАТИЗАЦИИ ПРОЦЕССОВ

И.В. Кузнецов
А.С. Подрезов

iv.kuznetsov@bmstu.ru
aleksandr-podrez@mail.ru

МГТУ им. Н. Э. Баумана

Исследуются преимущества автоматизации производства космических аппаратов. Анализируются пути оптимизации расходов предприятий космической отрасли, а также конкурентные преимущества передовых, полученные при внедрении автоматизации процессов.

Российская космическая отрасль на современном этапе развития экономической системы характеризуется крупными государственными программами, несколькими крупными подрядчиками, а также низким уровнем конкуренции и нехватки инвестиций. В противоположность этому, набирающая обороты «новая космическая экономика» должна базироваться на сочетании государственных и коммерческих программах, при разнообразии подрядчиков, сильной конкуренции и экспоненциальном росте. В таких внешних условиях получение конкурентных преимуществ возможно за счет совершенствования механизмов управления [1]. Еще одним механизмом может служить оптимизации расходов.

Оптимизация расходов при помощи автоматизации — это настоящий вызов, особенно учитывая сложность текущих экономических процессов. На передний план выходит готовность предприятий отрасли к открывающимся возможностям, связанным с развитием автоматизации, которое основано на развитии и использовании технологических платформ; а также с квалификацией оставшегося после автоматизации персонала, работающих на них. Поэтому развитие научно-технического прогресса ставит перед инженерами и конструкторами космических аппаратов новые задачи. Развитие и существование ключевых предприятий отрасли ракетостроения в России и в мире связано, прежде всего, с решением этих задач [2]. Некоторые компании добиваются конкурентных преимуществ, автоматизируя процессы производства космических аппаратов.

Благодаря внедрению аддитивных технологий в производство космических аппаратов возможно существенным образом снижение издержек производства. Это позволяет ускорить производство. Результатом становится почти десятикратное уменьшение цены космического аппарата. Такая работа ведется инженерами и конструкторами ряда стартапов [3]. 3D-печать дает возможность кардинального изменения многих аспектов в ракетостроении, особенно это касается создания деталей любой формы и сложности — вне зависимости от геометрии получаемого изделия. Особенно это заметно на технологических процессах, имеющих несколько переходных операций. Использование аддитивных технологий позволяет избежать лишних

трудоемких операций и оптимизировать расходы, связанные с обработкой деталей и сборкой космических аппаратов. Кроме того уменьшается время, затраченное на производство космических аппаратов.

Автоматизация процессов приводит к сокращению персонала. Это также ведет к оптимизации затрат при производстве космических аппаратов. На предприятии остаются только высококвалифицированные кадры.

Литература

- [1] Богуславский И.В., Слюсарь Б.Н. Предприятие сферы высоких технологий: особенности менеджмента и управления // Инженерный вестник Дона. 2007. № 1 (1). С. 59–81.
- [2] Пайсон Д.Б. Сравнительный анализ развития институциональной среды в сфере производства и потребления космических продуктов и услуг в ведущих космических державах мира // Аудит и финансовый анализ. 2010. № 1. С. 393–405.
- [3] Рождественская Я. В Новой Зеландии запустили изготовленную на 3D-принтере ракету // Коммерсантъ. 2017. URL: <https://www.kommersant.ru/doc/3306718> (дата обращения 03.10.2018)

УПРАВЛЕНИЕ РАБОЧИМ ПРОЦЕССОМ В ДЕЯТЕЛЬНОСТИ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ КОРПОРАЦИЙ

С.А. Володина

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (технический университет)

Рассматривается одна из ключевых составляющих моделей профессиональных компетенций высокотехнологичных и наукоемких отраслей — управление рабочим процессом.

В современной деятельности аэрокосмических корпораций возможно выделить проектный и процессный подходы. Проект, как известно, характеризуется направленностью конечного результата на создание новой продукции. Проект определен в сроках исполнения, рассчитан на заданную стоимость и характерен для продукции в стадии развития, например при разработке, подготовке к производству и испытаниях нового летательного аппарата. Процесс характеризуется непрерывными или повторяющимися относительно однородными операциями. Сроки и стоимость не всегда могут быть не определены заранее, что характерно для продукции, находящейся в стадии зрелости. Примером может служить серийное производство летательных аппаратов, хорошо зарекомендовавших себя в процессе эксплуатации, которая может продлеваться неопределенно долгое время.

Специфические особенности процессного подхода накладывают определенный отпечаток на модель профессиональной компетенции сотрудников, которую в общем случае можно представить в виде следующих основных составляющих:

- интеллектуальный потенциал;
- коммуникативные способности;
- конфликтологическая компетентность;
- управление рабочим процессом;
- предпринимательские способности.

Легко убедиться, что большинство позиций из представленных выше, имеют большее отношение к управлению проектами и рассматриваются в многочисленных

библиографических источниках. В то же время управлению процессами уделяется меньшее внимание, чем заслуживает эта область менеджмента.

Элементы рабочих процессов менеджмента в свое время определил Анри Файоль. К операциям, наиболее часто встречающимся в деятельности предприятий и определяющие характер труда работника (руководитель либо специалист), он отнес:

- технические (производство, выделка и обработка).
- коммерческие (покупка, продажа и обмен).
- финансовые (привлечение средств и распоряжение ими).
- страховые (страхование и охрана имущества и лиц).
- учетные (бухгалтерия, калькуляция, учет, статистика и т. д.).

– административные (предвидение, организация, распорядительство, координирование и контроль).

Первые пять групп операций, включая в ряде случаев элементы менеджмента, в значительной степени являются прерогативой соответствующих специалистов. Последняя группа в списке — административные операции — носят почти исключительно управленческий характер. К административным операциям А. Файоль отнес предвидение, организацию, распорядительство, координирование и контроль.

Представим компетенции, необходимые для управления рабочим процессом в несколько модифицированном виде: прогнозирование, организация, руководство работой и координация, контроль. Для каждой из них возможно сформулировать три градации квалификации сотрудника:

- недостаточно квалифицированный;
- квалифицированный;
- избыточно квалифицированный.

К каждой из компетенций, связанных с управлением рабочим процессом, разработаны характеризующие ее параметры. Так, для прогнозирования представляется важным наличие у работника деловой проницательности, умение работать в противоречивых ситуациях, определять приоритеты, проявлять стратегическую гибкость и управлять видением и целями. С точки зрения организации процесса важно развивать организационную гибкость и способности. При осуществлении руководства работой и координации востребованным является широкий спектр таких качеств работника, как общие навыки управления, своевременное принятие решений; руководство работой и критерии ее оценки; решение проблем; управление собственно процессами, временем и качеством. Контроль подразумевает оценку и понимание людей.

Разработана укрупненная структура работ по внедрению модели профессиональных компетенций и соответствующий сетевой график одного из вариантов внедрения модели в корпорации.

К возможным проблемам внедрения модели компетенций, в том числе по части управления рабочим процессом, можно отнести сосредоточение основного внимания лишь на профессионально-технических навыках и исполнительности сотрудников и нежелание руководителей высшего звена менять устоявшуюся кадровую политику.

К результатам данной работы можно отнести разработку типового набора необходимых компетенций управления рабочим процессом и соответствующих градаций, дающих возможность судить о степени соответствия профессиональной квалификации работника, что позволяет более объективно оценивать его вклад в деятельность корпорации.

ОРГАНИЗАЦИОННО-ЭКОНОМИЧЕСКИЕ МЕХАНИЗМЫ РАЗВИТИЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО КАПИТАЛА В НАУКОЕМКИХ ОТРАСЛЯХ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

А.С. Горбачев
А.Д. Вашлаев

gorbachev@bmstu.ru
a.d.vashlaev@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Описаны механизмы наращивания интеллектуального капитала; обоснована важность взаимодействия между производственными и образовательными организациями; дана характеристика инноваций в образовании; рассмотрены критерии прогрессивности инноваций в этой сфере; раскрыты основные тенденции инновационного развития составляющих учебного процесса в инженерных образовательных программах подготовки кадров для наукоемких отраслей промышленности.

В настоящее время инновационное развитие социума признано основополагающим, более того, единственно возможным вариантом устойчивого развития в условиях нынешней конкуренции. Интеллектуальный капитал становится основой богатства и определяет конкурентоспособность экономических систем, выступает ключевым ресурсом роста и развития. С его помощью экономика страны становится более инновационно-емкой, технологичной и ориентированной на инновации. Способность экономики создавать и эффективно использовать интеллектуальный капитал все в большей мере определяет экономическую силу нации и ее благосостояние [1].

Роль высшего образования в формировании интеллектуального капитала, как важнейшего фактора развития высокотехнологичной и конкурентоспособной экономики, сложно недооценить. Образование и надлежащая подготовка являются предпосылками успеха в корпоративном мире. Несмотря на то, что студенты благодаря различным академическим программам получают определенный объем теоретических знаний, готовящих их к будущей работе, многие из них все еще испытывают недостаток в реальных навыках.

В особенности это наблюдается в инженерных образовательных программах (наука, техника, инженерия и математика), которые играют фундаментальную роль в развитии технологий, медицины, сельского хозяйства, ВПК, экономики и общества [2]. Эти программы готовят следующее поколение ученых, технических экспертов, инженеров и математиков для удовлетворения потребностей 21-го века в мировой экономике. Однако, молодым выпускникам не хватает многих гибких и «жестких» навыков, которые требуют работодатели.

Коммуникативные навыки являются наиболее востребованными для молодых выпускников. Качественное развитие этих навыков упрощает командную работу, что в свою очередь существенно повышает адаптивность выпускников к условиям многозадачности. Кроме того, сегодняшние рабочие места развиваются с акцентом на непрерывное профессиональное развитие и решение реальных проблем, что приводит к более глубокому вовлечению сотрудников.

В процессе получения высшего образования стажировки обеспечивают постоянные взаимоотношения с компаниями, что повышает корпоративную и общественную значимость вуза, а также помогает студентам осваивать навыки и компетенции для каждого перехода в их будущей жизни [3]. Таким образом, важность стажировок выходит за рамки краткосрочной цели получения выгодного первичного трудоустройства.

Работодатели могут взять на себя большую роль в развитии образования путем совместного создания учебных программ с вузами, что выгодно для обеих сторон. Преподаватели могли бы заниматься профессиональной рефлексией, обучать страте-

гиям креативного мышления и метакогнитивному мышлению для создания «творческих ученых, способных разрабатывать инновационные решения серьезных глобальных проблем».

Работодатели могли бы предоставить преподавателям реальный контекст, который поощряет взаимодействие между тремя заинтересованными сторонами: учреждением, студентами и работодателями. Важность диалога между лидерами индустрии и высшими учебными заведениями является ключом к улучшению курсов высшего образования.

На сегодняшний день мы видим, как информационные технологии открывают множество различных инновационных направлений в образовании, самое современное среди которых — дидактические аспекты информационных технологий. Можно сказать, что образование всегда работало в режиме инноваций.

Развитые страны мира принимают программы поддержки инновационной деятельности. В результате институциональные преобразования заняли одно из главных мест в инновационной политике.

На данном этапе идет накопление опыта и информации по инновационным университетам с использованием зарубежных аналогов (как правило, это страны с иной системой права).

Инновации выступают как реакция на кризис образования. Существует ряд противоречий, присущих отечественному образованию, которые имеют тенденцию к обострению. Это противоречия между:

- индивидуальными способностями и интересами учащихся и их обучением;
- реальными познавательными возможностями учащихся и бурным развитием науки;
- задачей разностороннего развития личности и тенденциями к специализации обучения.

Таким образом, в педагогике инновации с одной стороны являются необходимостью, а с другой стороны — риском в определенной степени, учитывая, что отсутствуют ясные критерии оценки. Для инноваций в данном случае необходима сложная экспертиза, которая граничит с исследовательской деятельностью и зависит от опыта эксперта. Инновации формируют новые педагогические реалии и рождают новую культурную традицию. Но это не всегда получается. Как правило, 70 процентов нововведений не претворяется в жизнь в объеме, задуманном автором. В сфере образования ситуация сложнее. Например, исследования показали, что часто авторы даже не могут достаточно осмыслить и аргументировать свою основную идею.

Хотя не реализованные инновации позволяют говорить об эффекте предположительно, в образовании инновации могут дать результат и положительный, и отрицательный.

По мере распространения инноваций в сфере обучения развивается современная система образования, как единство производственных (технологических и педагогических) и единство управленческих (экономических и организационных) инноваций.

Выбор и использование технологий является одной из основных проблем из-за стремительного развития инновационных технологий. Их эффективный выбор и использование основывается на следующих принципах:

- использование технологий призваны служить достижению целей в сфере образования, иначе сама по себе технология не имеет значения;
- эффективность технологий не зависит от цены и новизны (часто бывает, что самые привлекательные и недорогие технологии более эффективны);
- выбор технологий должен исходить из характерных черт обучаемых и специфических особенностей предметных областей;

– нужно стремиться к тому, чтобы различные технологии взаимодополняли, стремиться к эффекту их взаимодействия.

В заключение, сотрудничество производственных и образовательных организаций как фактор наращивания интеллектуального капитала должно соответствовать критериям обоснованности. Таким образом, инновация представляет собой не только некую технологическую систему, но и специфическую деятельность по переводу существующей деятельности в новое качество.

Литература

- [1] Касаев Т.Т. Интеллектуальный капитал как фактор инновационного развития экономики // Вестник НГУ. Сер. Социально-экономические науки. 2007. Т. 7, вып. 3. С. 38–44.
- [2] Egariewwe S.U. Vertical education enhancement — A model for enhancing STEM education and research // Procedia Social and Behavioral Sciences. 2015. Vol. 177. P/ 336–344.
- [3] Hooley T, Hutchinson J, Neary S. Supporting STEM students into STEM careers: A practical introduction for academics. 2012.

ПОДХОД К ИССЛЕДОВАНИЮ ИННОВАЦИОННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ПРЕДПРИЯТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ПОРТФЕЛЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

П. Р. Бурмистров
Н.А. Кашеварова

pasha_801@mail.ru
n.kashevarova@bmstu.ru

МГТУ им. Н. Э. Баумана

Исследуется инновационная деятельность АО «Российские космические системы» на базе анализа портфеля интеллектуальной собственности предприятия. Выявляются основные тенденции научно-технического развития предприятия, проявляющиеся в его патентной активности.

Развитие космических технологий является одним из приоритетов национальной экономики, поскольку они играют значимую роль в обеспечении обороноспособности России и решении широкого круга социально-экономических проблем. Следует отметить, что космическая отрасль является одним из крупнейших работодателей — на всех предприятиях космической отрасли в совокупности трудятся более 250 000 человек, и, таким образом, помимо экономической, научной и военной, космическая отрасль имеет социальную важность для государства.

Создание новой продукции подразумевает создание инновационных технологий. Они реализуются в виде программного обеспечения, изобретений, полезных моделей, секретов производства и т. д. Совокупность всех охраняемых результатов интеллектуальной деятельности формирует портфель интеллектуальной собственности предприятия. Он характеризует эффективность выполнения научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИОКР) [1].

Правовая охрана разработок крайне важна для предприятий космической отрасли в связи с высокой конкуренцией на международном рынке. Патентование наиболее перспективных технологий позволяет компании получить естественную монополию на данную разработку, избежать рисков патентных претензий и связанных с ними расходов, и в целом значительно укрепить свои позиции на рынке [2].

Это делает анализ портфеля интеллектуальной собственности одним из аспектов исследования инновационной деятельности предприятий космической отрасли.

В данной работе рассматривается подход к анализу портфеля интеллектуальной собственности на примере АО «Российские космические системы».

АО «Российские космические системы» — один из лидеров космической отрасли России. Деятельность компании охватывает широкий спектр направлений. На протяжении всего периода функционирования предприятия было создано большое количество принципиально новых разработок, которые были запатентованы. В настоящее время у компании 325 объектов интеллектуальной собственности [3].

В структуре портфеля интеллектуальной собственности компании преобладают изобретения, их доля около шестидесяти пяти процентов. Это свидетельствует о высоком уровне выполняемых НИОКР. Анализ рубрик Международной патентной классификации, указанных в патентах, показывает, что значительная часть изобретений относится к области микроэлектроники, навигационных систем и космических аппаратов.

Анализ динамики нематериальных активов предприятия в 2013-2017 г.г. показывает нестабильность данного параметра, что связано с периодическим выведением из состава активов морально устаревших объектов интеллектуальной собственности, в частности, патентов, срок действия которых закончился. В то же время, это снижение стоимости нематериальных активов компенсируется созданием новых объектов интеллектуальной собственности. При этом доля нематериальных активов во внеоборотных активах остается невысокой, что является негативным фактором для предприятия наукоемкой отрасли. Однако, следует отметить, что в соответствии с Положением по бухгалтерскому учету 14/2007 нематериальные активы принимаются к учету по фактическим затратам на их создание, и на практике эта величина чаще всего невелика и не отражает рыночную стоимость объектов интеллектуальной собственности. Таким образом, нематериальные активы АО «Российские космические системы» могут быть недооценены.

Наблюдается положительная динамика патентной активности, в том числе, в сфере международного патентования, что является хорошей предпосылкой для укрепления лидирующих позиций на рынке, поскольку чем больше у компании принципиально новых технологий, защищенных патентами, тем больше у нее возможностей занять новые рыночные ниши, в которых еще не присутствуют конкуренты.

Анализ портфеля интеллектуальной собственности АО «Российские космические системы» позволяет сделать следующие выводы:

1. Предприятие успешно реализует научные программы и разрабатывает перспективную продукцию в различных областях, что подтверждается величиной и структурой портфеля интеллектуальной собственности. Ключевыми направлениями разработок являются создание навигационных систем и компонентов космических аппаратов.

2. Несмотря на большое количество объектов интеллектуальной стоимости и эффективную реализацию НИОКР, стоимость нематериальных активов компании на протяжении последних пяти лет остается крайне низкой, что свидетельствует о их недооценке.

3. На данный момент предприятие активно патентует свои разработки, в том числе подает международные заявки по системе PCT, что говорит о стремлении компании повысить свою конкурентоспособности и увеличить долю на международном рынке.

Проведенное исследование показывает, что анализ портфеля интеллектуальной собственности предприятия позволяет делать выводы о его инновационной деятельности как с позиции инсайдера, так и с позиции аутсайдера, то есть данный подход может эффективно применяться при разработке собственных стратегических планов и программ развития предприятия, а также при анализе деятельности компаний-конкурентов.

Литература

- [1] Мухопад В.И. Ресурсы интеллектуальной собственности в оборонно-промышленном комплексе России // Патенты и лицензии. Интеллектуальные права. 2017. № 9. С. 42–48.
- [2] Кашеварова Н.А. Анализ современной практики управления и планирования НИОКР на предприятиях космической отрасли в России и за рубежом // Экономика и предпринимательство. 2017. № 8, ч. 1. С. 713–719.
- [3]. Официальный сайт компании АО «Российские космические системы». URL: <http://russianspacesystems.ru> (дата обращения 01.10.2018).

МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ ОБЪЕМА ПАТЕНТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПРИ РАЗРАБОТКЕ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Н.А. Кашеварова

n.kashevarova@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В данной работе рассматривается методика, позволяющая обосновать затраты на выполнение патентных исследований при разработке космической техники с учетом их требуемой информативности

Бурное развитие науки и техники, глобальные политические и технологические преобразования привели к кардинальным изменениям в международной экономической системе, и в XXI веке мировая экономика вступила в новую фазу своего развития, превратившись в экономику знаний, основной движущей силой которой стали наукоемкие технологии. Широкое распространение стал получать новый подход к управлению научно-исследовательскими и опытно-конструкторскими работами (НИОКР), базирующийся на том, что технология играет интегрирующую роль в корпоративной стратегии.

Спецификой деятельности предприятий аэрокосмической отрасли России является необходимость создания конкурентоспособной космической техники, применяемой в интересах обеспечения обороноспособности и национальной безопасности и укрепления конкурентных позиций на международном рынке космических технологий и услуг. Таким образом, повышение эффективности управления НИОКР является одним из приоритетов развития предприятий отрасли.

Важнейшим компонентом НИОКР являются патентные исследования. На начальных этапах разработки продукции они позволяют прогнозировать тенденции развития научно-технических областей и объектов техники, обосновывать целевые критерии эффективности и требования к продукции, оценивать ее технический уровень. Патентные исследования также обеспечивают создание объектов интеллектуальной собственности — изобретений и ноу-хау, что напрямую влияет на экономическую эффективность результатов НИОКР, поскольку интеллектуальная собственность формирует большую часть добавочной стоимости наукоемкой продукции и обеспечивает доход от продажи патентов и лицензий. Кроме того, патентная защищенность позволяет выводить продукцию на мировой рынок и делает ее конкурентоспособной.

Практика проведения патентных исследований в области космических технологий показывает, что данная работа должна выполняться с участием ведущих специалистов и экспертов по данной тематике, непосредственных исполнителей НИОКР. При этом патентные исследования являются весьма трудоемкими, поскольку их результативность зависит от количества найденных релевантных патентов. Однако с

увеличением выборки анализируемых патентов увеличивается время, необходимое для проведения патентных исследований, и, соответственно, растут затраты. В то же время, количество релевантных патентов не увеличивается пропорционально росту выборки. В связи с этим необходимо обосновать оптимальный объем работ таким образом, чтобы патентные исследования не нарушали сроки выполнения основных работ по НИОКР и не оттягивали на себя излишние человеческие ресурсы.

Оценить количество полученной информации позволяет формула Хартли [1], представляющая количество информации как двоичный логарифм от количества сообщений.

В данном случае количество отобранных патентов (сообщений), можно заменить экономической величиной — затратами на патентные исследования.

При разработке задания на патентные исследования определяются следующие параметры, которые характеризуют объем работ [2]:

- индексы Международной патентной классификации;
- глубина поиска;
- страны патентования.

Техническая сущность объекта исследования определяет, по каким рубрикам Международной патентной классификации (МПК) следует проводить поиск. Глубина поиска — это временной период, который должен охватывать поиск. Трудоемкость и, следовательно, затраты на выполнение патентных исследований характеризуется факторами.

Сложность поиска по тем или иным объектам может различаться, и потому целесообразно ввести дополнительный параметр поиска, который будет определять трудоемкость — поправка на сложность. Данный параметр определяется методом экспертной оценки на основе практического опыта проведения патентных исследований.

Таким образом, трудоемкость патентного поиска будет рассчитываться как сумма четырех слагаемых: трудоемкостей по параметрам «глубина поиска», «количество стран патентования», «количество рубрик МПК» и «сложность поиска» для каждого объекта поиска соответственно.

Базовая трудоемкость патентного поиска — нормативное значение трудоемкости поиска для данного объекта, выполняемого одним человеком; определяется экспертным методом на основе анализа фактического времени выполнения ранее проводившихся на предприятии патентных исследований и зависит от навыков и опыта исполнителей патентного поиска.

Трудоемкость анализа патентной информации будет рассчитываться как сумма базовых трудоемкостей анализа патентной информации по каждому объекту патентных исследований с учетом поправки на сложность для каждого объекта соответственно.

Поправка на сложность в данном случае будет характеризовать компетентность и скорость работы конкретного исполнителя, и определяется экспертным методом. Если предполагается, что исполнитель будет выполнять анализ патентной информации в два раза медленнее стандартного времени, то базовую трудоемкость нужно умножить на два.

Полная трудоемкость патентных исследований будет определяться как сумма трудоемкости патентного поиска и трудоемкости анализа патентной информации.

Следовательно, затраты на патентные исследования можно рассчитать как произведение величины базовой стоимости патентных исследований и трудоемкости патентных исследований.

Таким образом, данная методика обоснования объема патентных исследований в рамках НИОКР по созданию космической продукции позволяет прогнозировать сроки выполнения патентных исследований, требуемое количество исполнителей и, стоимость выполнения данной работы при заданных параметрах патентного поиска.

Литература

- [1] Дроговоз П.А., Шиболденков В.А., Иванов П.Д. Составление оптимального набора ключевых показателей деятельности предприятия с помощью прагматической оценки их информативности // Экономика и предпринимательство. 2015. № 6, ч. 2. С. 548–553.
- [2]. ГОСТ Р 15.011–96. Система разработки и постановки продукции на производство. Патентные исследования. Содержание и порядок проведения. М.: ИПК Издательство стандартов, 2000. 23 с.

АНАЛИЗ МЕДИААКТИВНОСТИ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ГОСУДАРСТВЕННОЙ КОМПАНИИ «РОСКОСМОС» В СМИ

Р.К. Ласточкин

lastochkin-r-k-16b086@mail.ru

А.А. Сокеран

sokeran-a-a-16b092@mail.ru

МГТУ им. Н. Э. Баумана

Проводится анализ медиаактивности государственной корпорации «Роскосмос». Полученные результаты позволяют выявить необходимость проведения мер по смене позиционирования этой компании в силу его непосредственного влияния на привлекательность космической отрасли в целом.

Космическая промышленность является отраслью, которая в своем развитии напрямую зависит от государственной поддержки. В России сложился неоднозначный характер взаимоотношений между государственной корпорацией «Роскосмос» и правительством. Являясь структурой, деятельность которой полностью финансируется из государственного бюджета, в сознании общественности, в том числе под влиянием СМИ, российская космонавтика воспринимается в негативном ключе, а все достижения приписываются временам Советского Союза.

Текущее положение государственной корпорации «Роскосмос» напрямую зависит от истории советской, а далее российской, космонавтики. Первый полет вокруг Земли, запуск спутников, создание передовых на то время ракет и другие многообещающие проекты оказывали влияние не только на граждан собственного и соперничающего государств, но и привлекали новых союзников. Успешная реализация планов вывела СССР в лидеры на космической арене [1].

В 90-е, после распада Советского Союза, Россия стала преемником достижений советской космонавтики. Однако последовавший за распадом СССР экономический кризис наложил серьезные ограничения на дальнейшее развитие космической отрасли: вместо разработки и внедрения новых технологий государственные космические структуры занимались поиском финансирования для продолжения выполнения поставленных ранее задач, количество которых не было достигнуто ни одним космическим агентством мира.

В сложившейся ситуации возникает потребность в появлении на российском рынке частных компаний, которые не будут зависеть от государственного финансирования [2]. На данный момент частный сектор в нашей стране только развивается, и количество частных компаний невелико. Связано это со сложностями в получении лицензии на деятельность, а также в непривлекательности и малой заинтересованности общественности в данной отрасли. Эти проблемы наблюдаются не только в освещении через телевидение, количество упоминаний в СМИ сократилось, при этом преимущественно освещаются негативные происшествия. Коррупционные скандалы, неудачные запуски, отсутствие глобальных идей — все это поспособствовало малой

привлекательности отрасли не только для государства, но и для соискателей, что приводит к «старению» рабочих кадров, что, в свою очередь, сказывается на повышении уровня аварийности запуска ракет.

Российская космонавтика нуждается в поддержке со стороны СМИ. Следует отметить, что помимо ряда серьезных проблем в отрасли, существуют также и положительные аспекты, не освещенные должным образом. На данный момент «Роскосмос» сотрудничает с частными компаниями для реализации новых проектов [3]. Большинство из них являются ответами на зарубежные, причем некоторые превосходят по заявляемым параметрам иностранные разработки. Сформировавшееся представление о государственной корпорации «Роскосмос», а также российской космонавтике в целом, ошибочно и не отражает действительности.

Таким образом, для устранения проблемы низкой привлекательности отрасли следует провести изменения в позиционировании государственной корпорации «Роскосмос», которая является основным представителем российской космонавтики в СМИ.

Литература

- [1] Ходаков В.Н. О развитии космонавтики в СССР и России // Вестник РУДН Серия Математика. Информатика. Физика. 2013. № 1. С. 224–228.
- [2] Макарова Д.Ю. Развитие частного бизнеса в ракетно-космической отрасли: тенденции и перспективы // Экономический анализ: теория и практика. 2015. № 25. С. 57–71.
- [3] Проект «Морской старт». URL: <http://s7space.ru/launch-sea/> (дата обращения 09.10.18)

ПРЕДОСТАВЛЕНИЕ УСЛУГ ИНТЕРНЕТ-СВЯЗИ НА БОРТУ САМОЛЕТА С ЦЕЛЬЮ ПОВЫШЕНИЯ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ НА МЕЖДУНАРОДНОМ РЫНКЕ

Т.Г. Попкович

popkovic-tanya@rambler.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Изложены результаты исследования мирового рынка пассажирских авиаперевозок, проведен анализ целесообразности внедрения Wi-Fi на борт самолетов авиакомпании ПАО «Аэрофлот — российские авиалинии»; исследованы существующие системы доступа в интернет через Wi-Fi на борту самолета и предложены модели и мероприятия по внедрению услуг; предложены решения по совершенствованию качества и конкурентоспособности услуг связи на борту самолета

В условиях непрерывно растущей конкуренции и либерализации рынка, компании должны непрерывно повышать конкурентоспособность, качество всех процессов, эффективность своей деятельности за счет сокращения издержек, повышения уровня сервиса и технического обслуживания. Решение этих задач невозможно без внедрения инновационных процессов. В последнее время в гражданской авиации все больше распространяются услуги связи на борту. Сотрудничество авиакомпаний с компаниями, предоставляющими услуги связи, осуществляется в целях повышения или поддержания уровня конкурентоспособности и качества обслуживания пассажиров на борту самолетов и, следовательно, повышение конкурентоспособности компании.

Анализируя мировой рынок авиаперевозок можно отметить, что происходит формирование новых бизнес-моделей по предоставлению инновационных услуг на борту самолетов, одна из которых предоставление услуг Wi-Fi на борту самолетов. Об

этом свидетельствуют следующие факты: 82 авиакомпании по всему миру предлагают Wi-Fi на борту самолета.

Около 43% всех доступных мест на милю (ASM) во всем мире предлагают Wi-Fi, что на 10% больше, чем в 2017 году. Авиакомпании США предлагают Wi-Fi на 86% своих ASM. Остальные авиакомпании предлагают Wi-Fi на 32% своих ASM, что на 14% больше, чем в 2017 году [1].

Рынок In-Flight Wi-Fi оценивался в 2,85 млрд. долл. США в 2016 году и, по прогнозам, к концу 2024 года составит 8,43 млрд. долл. США [4].

Данная мировая тенденция отражается на наших российских авиакомпаниях.

ПАО «Аэрофлот — российские авиалинии» российская компания, которая выполняет внутренние и международные рейсы.

Анализ деятельности авиакомпании «Аэрофлот» показал, что в 2016 г. перевезла 29,0 млн человек, что на 11,0% превышает результат 2015 года. Процент занятости пассажирских кресел составил 81,3%, что на 2,0 % превышает показатель за 2015 год. В 2016 году сеть маршрутов Группы «Аэрофлот» включала 326 регулярных направлений в 51 страну мира.

Необходимо отметить, что значительная часть пассажиропотока компании «Аэрофлот» приходится на перевозки по зарубежным маршрутам. В ближайшее время, одними из самых перспективных направлений увеличения пассажиропотока для, являются страны ближнего Востока и Америки. Например, в Америке, интернет на борту, давно уже не является роскошью, и американские операторы являются лидерами по внедрению Wi-Fi на борту самолета. Поэтому, можно отметить, что одним из направлений укрепления позиций компании на международном рынке можно достичь только при активном внедрении быстрого и качественного In-Flight Wi-Fi на борту самолетов, в первую очередь международного сообщения.

Существует два принципиально разных подхода к подключению самолета к Интернету. Первый — это ATG, то есть Air-to-Ground, «Воздух — Земля» и второй подход спутниковая система.

Первый подход предполагает строительство на земле базовых станций с направленными вверх антеннами, с которыми и взаимодействует самолет. Основной принцип этой системы схож с сотовой связью. Борт самолета, по сути, представляет собой летающий 3G-роутер, переключаящийся в процессе полета от одной базовой станции на другую без разрыва соединения на определенных частотах. Основным недостатком системы Air-to-Ground — невозможность обеспечения сети над водным пространством [2].

В России пытаются продвигать и создавать эти технологии. Но текущая авиамобильность населения и платежеспособность пока не позволяют в полной мере производить и разрабатывать подобные системы у нас в стране.

Чтобы решить проблему с водным покрытием, для обеспечения связи используют спутниковую технологию. Работает она по очень простому принципу: на геостационарной орбите (то есть условно неподвижной относительно Земли) летают спутники-ретрансляторы, которые одновременно связаны с наземной станцией и самолетами. Зона покрытия каждого спутника может измеряться сотнями тысяч квадратных километров. Сейчас непосредственные поставщики услуги Интернета на борту, как правило, арендуют емкость у спутниковых операторов, работая, например, дистрибьюторами Inmarsat Global Xpress и других существующих сервисов спутниковой связи.

В настоящее время «Аэрофлот» может предложить услуги интернета на борту только на дальние рейсы, в отличие от зарубежных авиакомпаний, так как используемое на данный момент оборудование позволяют установить Wi-Fi лишь на широкофюзеляжные лайнеры, а оборудовать узкофюзеляжные самолеты с имеющимися возможностями просто невыгодно.

Компании необходимо разработать новую стратегию по внедрению более качественного Wi-Fi, которая должна включать повышение таких ключевых показателей, как количество подключенных самолетов к сети интернет и скорость сети на пассажире. Увеличение первого показателя возможно с помощью лизинга оснащенных передатчиками самолетов, и оборудовании существующего авиапарка. Увеличение скорости возможно с помощью сотрудничества с более продвинутым провайдером сети.

На качество Inflight Wi-Fi главным образом влияет бизнес-модель сотрудничества с компанией, предоставляющей трафик сети.

Необходимо отметить, беспроводной интернет Wi-Fi может стимулировать лояльность потребителей. Например, около 48% довольных пользователей согласились с тем, что доступность интернета на борту самолета значительно улучшила их опыт полетов в свободное время, а 56% сказали, что это оказало аналогичное влияние на их бизнес-рейс. Большинство довольных пользователей (56%) порекомендовали свой опыт другу. По прогнозным оценкам конкурентоспособность компании возрастет на 27 % на международном рынке.

Литература

- [1] Route to happy company. Wi-Fi Report Evaluates Global In-Flight Wi-Fi // Route to happy. 2018. P. 1–7. URL: <https://www.routehappy.com/insights/wi-fi/2018> (accessed 23 june 2018).
- [2] The points guy. URL: <https://thepointsguy.com/2015/11/how-in-flight-wi-fi-works/> (accessed 17 february 2018).

СИСТЕМУ ЭКОЛОГИЧЕСКОГО МЕНЕДЖМЕНТА — В ПРАКТИКУ РАБОТЫ ПРЕДПРИЯТИЙ РОССИЙСКОЙ КОСМОНАВТИКИ

А.Е. Сорокин¹
О.А. Афонина¹
А.С. Кабанов¹
И.Е. Кириченко²

sorokin@mai.ru
afonina.o.a.@mail.ru
awert2001@mail.ru
inga9238@gmail.com

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

²АО «ГОЗНАК», Москва

В целях повышения конкурентоспособности ракетно-космической техники (РКТ) обращается внимание руководителей соответствующих организаций на актуальность внедрения Системы Экологического Менеджмента (СЭМ) в практику их работы.

Внедрение данной системы позволяет в первую очередь решить социальные проблемы, такие как сохранение здоровья, увеличение средней продолжительности жизни, сокращение заболеваемости, несчастных случаев на производстве. Также положительно влияет на экономические показатели работа РКТ, так как повышается производительность труда, происходит сокращение потерь энергии и природных ресурсов, материалов и сырья, предупреждается возникновение нештатных ситуаций, связанных с экологией, совершенствуется общий менеджмент РКТ, находятся зарубежные деловые партнеры, ориентированные на экологический бизнес, минимизируются выплаты за загрязнение окружающей среды.

В настоящее время особые проблемы для жизни человечества создает ухудшение окружающей среды (ОС), вызванное эксплуатацией ракетно-космической техники (РКТ). Экологические аспекты в этом случае включают химическое загрязнение атмос-

ферного воздуха, а также засорение районов падения отделяющихся частей техники, уничтожение там растительного и животного мира, разрушение озонового слоя атмосферы, выпадение кислотных осадков, а также тепловое, акустическое и электромагнитное загрязнение атмосферы, засорение околоземного пространства [1]. Это далеко не полный перечень экологических проблем, решаемых внедрением Системой Экологического Менеджмента (СЭМ), которую рассматривают в настоящее время как исторически важное событие XXI века.

Остро встает проблема экологизации работы РКТ как процесса, направленного на сохранение и улучшение качества ОС путем последовательного внедрения систем технических, технологических, управленческих, юридических, информационных и других решений, позволяющих повысить эффективность использования естественных ресурсов и снизить антропогенную нагрузку на ОС.

Одним из основных методов решения данной проблемы является внедрение Системы Экологического Менеджмента, требования которой сформулированы ГОСТом Р ИСО 14001:2015 «Системы экологического менеджмента — требования и руководство по применению» [2], выполнение их приводит к получению сертификата по экологическому менеджменту.

СЭМ — часть системы менеджмента организации, используемая для разработки и реализации ее экологической политики и для осуществления менеджмента ее экологических аспектов, которая включает в себя организационную структуру, деятельность по планированию, ответственность, практику, процедуры, процессы и ресурсы.

В настоящее время имеется недостаточная мотивация для внедрения принципов экологически чистого производства и экологического менеджмента на государственном уровне. Практически не развит в целевых государственных инвестиционных программах федерального и регионального уровня механизм повышения инвестиционной привлекательности и учет деятельности в области СЭМ для потенциальных отечественных и зарубежных инвесторов, недостаточно привлекаются бюджетные средства для целевого использования под реализацию программ внедрения СЭМ.

Однако с 01.01.2020 г. вступает в силу пункт 5 статьи 16.3 [1], который вводит коэффициенты, применяемые к ставкам платы за негативное воздействие на окружающую среду с целью стимулирования юридических лиц и индивидуальных предпринимателей внедрять наилучшие доступные технологии (НДТ), тем самым снижая воздействие на окружающую среду и соответственно плату за выбросы. За воздействие в пределах технологических нормативов, после внедрения НДТ предусматривается коэффициент 0. [3]

Несмотря на добровольность стандартов ISO 14000 по прогнозам специалистов, примерно 90% крупных компаний в мире будут сертифицированы в соответствии с ними. Уже сейчас на рынок Евросоюза допускаются только компании, имеющие сертификаты ISO 14000 и ISO 9000.

К наиболее значимым преимуществам внедрения СЭМ в российских условиях относятся сокращение издержек, вызванное рациональным использованием энергии, сырья, материалов, водных ресурсов, уменьшение отходов, вторичное их применение, транспортировка, удаление и очистка сточных вод. Важны социальные результаты, такие как сохранение здоровья, средней продолжительности жизни, уменьшение числа профзаболеваний и несчастных случаев, сокращение текучести кадров. Внедрение СЭМ оптимизирует социальные, экологические, экономические аспекты деятельности РКТ и повышает имидж РКТ в глазах государственных органов и общественности.

Литература

- [1] Федеральный закон «Об охране окружающей среды» от 10.01.2002 №7-ФЗ.

- [2] ГОСТ Р ИСО 14001:2015. Системы экологического менеджмента — требования и руководство по применению.
- [3] Кабанов А.С., Экономическая и экологическая эффективность энергосберегающих мероприятий // Сб. тезисов докл. 16-й Междунар. конф. «Авиация и космонавтика – 2017». 20–24 ноября 2017 г.

ОРГАНИЗАЦИЯ ЭЛЕКТРОННОГО КОНТРОЛЯ И УЧЕТА ПОСТУПИВШИХ В ОТДЕЛ СНАБЖЕНИЯ НОРМ НА МАТЕРИАЛЫ И КОМПЛЕКТУЮЩИЕ ИЗДЕЛИЯ

И.И. Бочкарев

iibochkarev@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Доклад посвящен решению задачи электронного контроля поступающих в отдел материально-технического снабжения сводных норм на материалы и покупных комплектующих изделий (ПКИ) для своевременной реализации на предприятиях ракетно-космической отрасли, государственного оборонного заказа и других сложных, высокотехнологичных проектов и программ. Рассмотрена возможность внедрения и желаемый результат.

В связи с регулярным ужесточением федерального закона № 275 ФЗ «О государственном оборонном заказе» приходится нелегко практически всем Предприятиям ракетно-космической отрасли, производственный план которых на 80-90 процентов состоит из изделий, изготавливаемых для нужд государства.

Главным образом изменения касаются финансирования покупаемых материалов и комплектующих изделий по заключенным с контрагентами договорам поставки. В связи с необходимостью отдельного учета и финансирования по каждой теме и изделию, значительно возрастает количество оформляемых договоров, также появляется необходимость отдельного хранения и ведения документооборота по поступающей на склад номенклатуре.

С помощью системы электронного контроля появляется возможность учитывать все поступившие в отдел материально-технического снабжения сводные нормы и заявки-потребности на материалы и ПКИ в единой информационной базе, совмещающей их со складскими остатками.

Так же данная система позволит отслеживать все заказанные материалы по договорам, резервировать их на складах под конкретное изделие, а также отслеживать и контролировать выдачу данных материалов в цеха опытного производства. В итоге любой сотрудник отдела снабжения будет иметь возможность видеть итоговую картину по всем изделиям, оперативно выявлять дефицит и бороться с излишками продукции на складах.

Литература

- [1] Палангин Ю.И. Логистика — планирование и управление материальными потоками: учеб. пособие. СПб.: Политехника, 2009. 286 с.
- [2] Ситосенко Е.А. Управление заказами в системе программ 1С: Предприятие 8.0. М., 2005. 215 с.

ПРИЧИНЫ ВОЗНИКНОВЕНИЯ РИСКОВ И УГРОЗ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ И ОСУЩЕСТВЛЕНИИ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

Г.Н. Белова

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Приводятся объективные причины возникновения рисков и угроз, характерных как для хозяйственной деятельности, так и вызванных спецификой планирования и осуществления космической деятельности.

Осуществление космической деятельности и использование ее результатов представляет собой хозяйственный процесс, где главной движущей силой и критерием принятия решений должна быть экономическая эффективность. Одновременно с этим, в данной сфере деятельности очень велика роль политической составляющей, поэтому все положения концептуальных основ космической деятельности, требующие специального уточнения политической позиции государства, следует оговорить в отдельных позициях Гражданского кодекса РФ, Закона о КД, и других нормативных актов.

Типичные симптомы возникновения подобных рисков — увеличение налоговых ставок, введение принудительных отчислений, изменение договорных условий, трансформация форм и отношений собственности, переориентация денежных средств по политическим мотивам. Величину возможных потерь и определяемую ими степень риска в этом случае очень трудно предвидеть. Для снижения вероятности возникновения политических рисков следует на самом общем, концептуальном уровне понимать, что государственное регулирование и рыночные механизмы не являются противоположностями.

Возникновение еще одной группы рисков осуществления космической деятельности связано с собственно системой нормативно-правовых и регулирующих документов. Чем больший срок охватывает то или иной документ, тем объективно выше степень риска невыполнения тех его положений, которые относятся к более поздним срокам его реализации. Кроме того, существуют риски, связанные с возможными расхождениями в документах разного уровня и различной ведомственной принадлежности.

Опыт экономического развития большинства стран показывает, что игнорирование или недооценка возникающих экономических, технологических и иных угроз при разработке тактики и стратегии осуществления того или иного вида деятельности, принятия конкретных решений неизбежно снижает эффективность научно-технического прогресса, способствует стагнации.

Устранить неопределенность будущего в коммерческой, в том числе космической, деятельности невозможно, так как она является элементом объективной действительности. В современных экономических условиях риск присущ экономической жизни и является ее неотъемлемой частью. Риск связан с реальными процессами в экономике, а объективность риска связана с наличием факторов, существование которых, в конечном счете, не зависит от действия субъектов хозяйственной деятельности.

В подобных условиях роль и место системы стратегического планирования в структуре целей и задач космической деятельности РФ и, соответственно, функций управляющих ею структур обусловлены целым рядом факторов. К ним, прежде всего, следует отнести стратегический характер решений, принимаемых во всех сферах, связанных с космической деятельностью — оборонной, социальной, технологической и экономической.

РАЗРАБОТКА ПОЛОЖЕНИЙ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

В.Р. Бурханов

burweel@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В докладе рассмотрена методология определения зависимостей показателей экономической эффективности ракетно-космической системы от ее характеристических показателей.

Оценка экономической эффективности является важнейшей задачей, решение которой позволяет проводить анализ рынка космических услуг и дает инструментарий для оценки конкурентоспособности вновь разрабатываемого изделия относительно аналогов.

При исследовании эффективности ракетно-космической системы принимается допущение, что существуют характеристические свойства ракетно-космической системы, которые напрямую влияют на показатель эффективности. При идеальной постановке задачи следует оперировать всеми имеющимися исходными данными, однако в рамках поставленной задачи используются следующие показатели: стартовая масса носителя, стоимость пуска носителя, масса выводимого груза, показатель надежности, показатель экологичности и степень готовности. Данные значения, из которых состоит массив исходных данных, могут быть рассчитаны по существующим методикам, могут быть получены извне или могут быть определены с помощью метода экспертной оценки.

Оценка эффективности определяется как сумма относительных величин характеристических параметров. Причем показатель стоимости пуска принимается в степени «–1», так как очевидно, что при снижении стоимости пуска экономическая эффективность ракетно-космического комплекса возрастает.

После составления массива исходных данных и определения массива, содержащего показатели эффективности различных образцов, с помощью матричного уравнения определяется массив коэффициентов при массиве характеристических показателей. На данном этапе предлагается использовать метод наименьших квадратов.

После определения массив коэффициентов подлежит анализу, который позволяет определить, каким образом тот или иной характеристический показатель влияет на конечную оценку эффективности.

Также дальнейшим шагом после настройки коэффициентов модели является оптимизация характеристических свойств для получения наилучшего их сочетания.

При выполнении вышеописанных действий решены поставленные задачи, в том числе представлена методология определения зависимостей показателей экономической эффективности от характеристических показателей ракетно-космической системы.

ЭКОНОМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СРАВНЕНИЯ МНОГОРАЗОВЫХ ТРАНСПОРТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ С ОДНОРАЗОВЫМИ

Н. А. Левченко

89160879982@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Работа посвящена формированию и разработке методики оценки экономической эффективности и последующей эксплуатации многоразовых транспортных космических систем (МТКС) по сравнению с одноразовыми космическими системами. Проведен анализ рынка услуг по выведению полезных нагрузок. Обозначен комплекс мер по стабилизации положения России на этом секторе рынка.

С каждым годом Россия совершает все меньше коммерческих космических запусков и это связано, прежде всего, с нарастающей конкуренцией на рынке запусков, в которой активное участие стали принимать не только страны, но и компании.

Целью моей работы является формирование и разработка методики оценки экономической эффективности и последующей эксплуатации МТКС по сравнению с одноразовыми космическими системами. Для решения поставленной задачи в работе проведен анализ пусков и дана оценка доли рынка, которую занимает РФ и американская коммерческая компания SpaceX, которая первая начала использовать на постоянной основе многоразовые транспортные космические системы.

Рынок космических услуг — является одним из наиболее перспективных направлений. Освоение и изучение нашей солнечной системы одна из первоочередных задач, которую ставит перед собой мировое сообщество. Космос привлекает не только с точки зрения науки, но и с коммерческой части, ведь, растет потребность в увеличении и усовершенствовании группировки спутников связи, ДЗЗ и т. д. Так же уже в обозримом будущем появятся новые коммерческие направления рынка, такие как: космический туризм, добыча полезных ресурсов на различных космических объектах, создание колоний на других планетах и многое другое. Поэтому, так важно для любой страны занять свое место на рынке космических услуг. По количеству спутников в космическом пространстве Российская Федерация давно не занимает первое место, т.к. в первую очередь нет экономической целесообразности иметь больше 150 — 200 шт. (данного количества будет вполне достаточно, в ближайшие 5 лет, для нормального функционирования промышленности, сельского хозяйства и работы административного сектора). В добавок ко всему, огромная конкуренция, присутствующая данному рынку, т.к. почти каждая развитая страна уже способна производить собственные спутниковые аппараты.

Сложился весьма удручающий тренд и на секторе рынка, где Россия традиционно занимала первое место, до последнего времени — средства и услуги по выведению. Данный сектор важен, как и с геополитических вопросов (статус «инновационной державы» дает большое преимущество на мировой геополитической арене), так и со стороны заработка, который может принести данный сектор. Только в 2012 году рынок средств выведения оценивался примерно в 2.5 млрд. \$ и последние тенденции говорят о том, что рынок будет только расти.

Проведя анализ запусков и долю рынка, которую занимает РФ и американская коммерческая компания SpaceX использующая на постоянной основе МТКС, мы получаем: 2014 год (Россия — 39 %; SpaceX — 17 %), 2015 год (Россия — 30 %; SpaceX — 23 %), 2016 год (Россия — 20 %; SpaceX — 22 %), 2017 год (Россия — 20 %; SpaceX — 28 %). Россия в последние годы теряет существенную долю в секторе пусковых услуг и, как следствие, идет зеркальное уменьшение заработка. Потеря доли, в свою очередь, непосредственно связана с числом запусков, которые ежегодно уменьшаются. По полу-

ченным данным можно описать следующую сложившуюся ситуацию — потребители пусковых услуг значительно увеличивают свои риски, но при этом предпочитают молодую, мало известную компанию, имеющую минимальную цену услуги.

К основным причинам уменьшения портфеля заказов РФ, можно отнести следующее:

- 1) развитие средств выведения и выход на рынок: Китая, Японии, Индии;
- 2) увеличившийся индекс процента неудачных запусков, который учитывается заказчиками при выборе средства выведения;
- 3) недостаточное финансирование отрасли со стороны государства по сравнению с лидером рынка США;
- 4) появление SpaceX (первая компания, начавшая эксплуатировать на постоянной основе МТКС).

В данный момент первые ступени ракет-носителей после завершения работы (происходит на высоте 100-120км.) просто падают на Землю. Производство новой ракеты, даже уже с налаженным производством, все равно во много раз превышает стоимость используемого топлива для запуска и проведения сервисного обслуживания перед повторным использованием. Сохраняя часть ракеты или ее целиком позволяет сэкономить приличную сумму — от 30% стоимости запуска. Например, если пуск одноразовой модификации Falcon 9 обходится в \$60 млн, то с возвращаемой ступенью обойдется \$40 млн.

В России несколько КБ: такие как РКК «Энергия», РКЦ «Прогресс» уже ведут активную работу по проектированию МТКС среднего класса, которая должна будет составить конкуренцию ракете Falcon 9. В планах, что ракеты будут унифицированы с одноразовой ракетой «Союз-5», эскиз ракеты был завершен в середине 2017 г. Данная унификация позволит существенно удешевить последующую эксплуатацию ракеты, так как позволит запускать многоразовую ракету с Восточного, Байконура, а также с плавучего космодрома «Морской старт». Участие в разработке проекта МТКС принимает и РЦ имени академика В.П. Макеева, проект носит название «Корона» — отличительная особенность от ракеты производства SpaceX в том, что она не имеет отделяемых ступеней и фактически является космическим кораблем мягкого взлета и посадки, что открывает дорогу к пилотируемым полетам на другие планеты.

Все эти проекты иллюстрируют, что Россия имеет в своем арсенале не один ответ, а несколько, которые помогут отвоевать нишу и занять свое заслуженное лидирующее место.

Сергей Павлович Королёв:

«То, что казалось несбыточным на протяжении веков, что вчера было лишь дерзновенной мечтой, сегодня становится реальной задачей, а завтра — свершением.»

ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ МИРОВОГО КОСМИЧЕСКОГО РЫНКА В БЛИЖАЙШИЕ ДЕСЯТИЛЕТИЯ

К.А. Гогия kostyagogia1605@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В данной работе рассматриваются основные тенденции развития мирового космического рынка, в частности, вопросы его коммерциализации, а также возможное место России на этом рынке.

Современный мировой космический рынок (МКР) — это система внутригосударственных и внешних межгосударственных товарно-денежных отношений в сфере космической деятельности (КД).

Мировая космическая индустрия в последнее время стремительно развивается, главный фактор этого — развитие частного сектора в космической отрасли. В связи с этим начинает складываться абсолютно новый рынок — рынок космических услуг, который до последнего времени был лишь в зачаточном состоянии.

Так за последние 16 лет рынок продуктов мировой космической деятельности вырос в 3,2 раза. При этом подавляющее большинство объема мирового космического экспорта приходится на частный сектор (доля коммерческой реализации достигает 77 %, а сам сектор оценивается, примерно, в 350 млрд. долл.).

Помимо этого, на МКР довольно быстро растет сфера космических услуг (СКУ). Если в 2008 году это она составляла 35% от всего рынка, то сейчас больше 40%. По большей части СКУ формируется за счет коммерческой реализации радио-телевизионных спутников частных компаний. В тоже время доля государственного рынка продуктов сферы КД неуклонно снижается.

Развитие частного сектора очень сильно сказывается на всем МКР. К сожалению, Россия в этом направлении сильно отстает от своего главного космического конкурента — США. Так, например, в США в 2015 году было запущено 33 частных спутника из общего количества 84, для России же это соотношение составляет 0 из 25. США по состоянию на 2017 год занимают 43% всего частного МКР. Также нужно учитывать, что помимо США и России на этом рынке есть еще Евросоюз, Китай, Индия и Япония. В настоящее время доля США находится в некоторой стагнации и даже немного уменьшается за счет конкуренции со стороны этих стран (особенно Китая).

Россия же до 2016 года была лидером на рынке услуг по выведению полезной нагрузки, однако в прошлом году Россия произвела 17 пусков, в то время как США и КНР совершили по 22 запуска. Стоит также отметить, что в долгосрочной перспективе доля этого сегмента будет сокращаться в общем объеме МКР, при том, что эта доля и так невелика.

Таким образом, рынок космических услуг начинает меняться. На первые места выходит частная космонавтика, и космос становится привлекательным не только для ученых, но и для бизнеса. Хотя в настоящее время главным заказчиком выступает государство, NASA и американские ВВС охотно раздают венчурные контракты стартапам. Их деньги помогают маленьким фирмам начать работу и привлечь более крупных инвесторов. Помимо этого, NASA делится с ними своими технологиями, а ВВС стартовыми площадками (так, площадку для первого запуска компания SpaceX получила бесплатно).

Здесь заключается главная проблема современной российской космонавтики — отсутствие поддержки частного сектора. Частные компании в РФ не могут рассчитывать на помощь государства даже при формировании пакета заказов, не говоря уже об инвестициях и грантах.

В заключение, надо сказать, что на перспективы КД влияет и состояние экономики государств. В США сложилась серьезная конкуренция между частными компаниями, в Европе ведение бизнеса тщательно контролируется, а в России космическая отрасль — по-прежнему сильно бюрократизирована и испытывает большие проблемы с защитой прав собственности.

МЕХАНИЗМ ОЦЕНКИ РЕЗУЛЬТАТОВ РЕАЛИЗАЦИИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ДОРОЖНЫХ КАРТ

Е.П. Прохорова

prohorova@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Для оценки эффективности реализации технологической дорожной карты разработана система индикаторов, позволяющая оценивать результаты на каждом этапе построения технологической карты. Эффективность реализации в целом оценивается с помощью комплексного/интегрального показателя.

Для оценки результатов реализации дорожных технологических карт в работе разработана система индикации. Эта система включает в себя методы и приемы наблюдения, фиксации, контроля, характеристики и оценки состояния и стадий развития различных процессов [1]. Индикаторы играют ключевую роль при анализе, оценке и диагностике состояния объекта. Когда речь идет о мониторинге результатов реализации технологических ДК для решения приоритетных задач экономики, то индикаторы успеха во многом перекликаются с индикаторами развития самого объекта, так как его комплексное развитие является целевой установкой программы. С помощью индикаторов осуществляют поэтапный анализ и оценка хода ее выполнения, определяют уровень достижения конечных ожидаемых результатов. В разработанную систему индикаторов заложены следующие принципы:

- комплексность — любой объект является целостной системой, поэтому индикаторы охватывают все сферы деятельности объекта;
- экономичность — получение данных должно осуществляться с минимально возможными затратами, чтобы не допустить превышения стоимости средств достижения целей над суммарными выгодами от их выполнения;
- системность — индикаторы должны быть не только сопоставимы друг с другом, но и не «перекрывать» друг друга в предоставленной информации;
- информативность — индикаторы должны давать основания не только для количественной, но и качественной характеристики явления или процесса;
- достоверность — способ сбора и обработки исходной информации должен предусматривать возможность проверки точности полученных данных;
- однородность — определение индикаторов и способы их вычисления основаны на единой методологии, что обеспечивает, во-первых, сопоставимость полученных результатов, во-вторых, обеспечивает их единообразие;
- чувствительность — индикатор четко реагирует на изменения окружающей среды;
- доступность — информация для определения индикатора должна быть доступной для сбора;
- надежность — данные, необходимые для индикаторов, должны быть надежными в течение установленного времени;
- сопоставимость — обеспечение преемственности индикаторов за отдельные периоды;
- практичность — рассмотрение только тех индикаторов, которые будут использованы для принятия решения.

Разработка проекта дорожной карты осуществляется по принципу «сверху-вниз». Сначала определяется целевое видение развития сферы реализации дорожной карты. После этого формируется стратегия достижения желаемого образа будущего, включая цели и целевые показатели дорожной карты, определяющие

планируемую результативность и ее эффективность. Исходя из анализа сферы реализации дорожной карты и поставленных целей, определяются основные ключевые направления развития. Для каждого направления устанавливается свой набор значимых контрольных результатов, отражающих получение измеримых результатов дорожной карты. Перечень направлений и значимых контрольных результатов должен быть достаточен для достижения поставленных целей и целевых показателей дорожной карты [2].

В качестве комплексного индикатора реализации дорожной карты должна выступать эффективность ее реализации, которая оценивается как достижение плановых значений показателей и контрольных точек проекта, а также как интегральная/средневзвешенная оценка эффективности реализации проекта.

Для мониторинга каждого шага при разработке дорожной карты используются разные типы индикаторов [3].

Литература

- [1] Указ Президента РФ от 01.12.2016 N 642 «О Стратегии научно-технологического развития Российской Федерации».
- [2] Федеральная космическая программа России на 2016–2025 годы, утвержденная постановлением Правительства РФ от 23 марта 2016 г. № 230.
- [3] Прохорова Е.П. Система индикации и мониторинга результатов реализации технологических дорожных карт для наукоемких отраслей промышленности. URL: <http://qje.su/zemleustrojstvo-izemledelie/moskovskij-ekonomicheskij-zhurnal-3-2018-23/> (дата обращения 12.12.2018).

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ МОНИТОРИНГА РЕАЛИЗАЦИИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ДОРОЖНЫХ КАРТ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ПРИОРИТЕТНЫХ ЗАДАЧ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Г.В. Ильяхинская

diplom509@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В результате введения экономических санкций, Российская Федерация была поставлена перед необходимостью масштабных мероприятий во всех сферах деятельности, где была высока доля импортной продукции. Одним из путей решения поставленных задач является использование технологических дорожных карт. Для контроля реализации дорожных карт должна быть создана система мониторинга.

Система мониторинга представляет собой систему сбора, обработки и анализа данных с целью контроля степени реализации ТДК, особенно в связи с изменениями, происходящими в высокотехнологичных отраслях, и уменьшением неопределенности, сопутствующей принятию управленческих решений.

Другими словами, мониторинг можно определить как динамичное отслеживание параметров ТДК (технологических дорожных карт), выявление тенденций их изменения и факторов, обуславливающих эти изменения. Создание независимой системы мониторинга степени реализации технологических ДК является насущной необходимостью, повышающей эффективность их реализации. Полученные с помощью мониторинга данные представляют собой основу для информирования заинтересованных структур о процессах, происходящих в высокотехнологичных отраслях, состоянии вы-

полнения программ импортозамещения, критических значениях показателей выполнения этих программ и возможных последствиях принимаемых решений.

Методологической основой мониторинга служат общенаучные и аналитико-прогностические методы, а конкретным результатом являются разработки, которые используются при выборе и реализации стратегии и тактики разработки технологических дорожных карт в ракетно-космической отрасли.

Основными общими задачами, решаемыми в ходе мониторинга результатов реализации ТДК являются:

- объективная оценка состояния степени реализации технологических ДК для решения проблем импортозамещения и повышения конкурентоспособности продукции;
- выявление тенденций развития отрасли и факторов, на них влияющих;
- анализ чувствительности по выбранному вектору характеристик;
- отслеживание фактической траектории развития по сравнению с заданной в технологической дорожной карте;
- разработка методов воздействия на объект дорожного картирования с целью его последовательного перевода в желаемое состояние.

ВОЗМОЖНЫЕ ПОДХОДЫ К АДАПТАЦИИ ЯПОНСКОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРОИЗВОДСТВОМ ДЛЯ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ОРГАНИЗАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТЬЮ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

О.С. Суворова olya.explay@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В данной работе рассматривается вопрос о возможности использования японской системы управления производством для совершенствования и дополнения существующей организации ракетно-космической промышленности (РКП) Российской Федерации в условиях коммерциализации космического рынка.

Становление и развитие РКП, как в РФ, так и в зарубежных странах характеризуется формированием различных подходов к организации систем управления. Изначально перед ракетно-космической промышленностью не ставились рыночные задачи, а целью было стремление к максимальной рационализации. В дальнейшем бизнес начал проявлять интерес к повышению эффективности космической деятельности, что потребовало перехода к рыночным отношениям. При таком пути развития система организации управления ракетно-космической промышленностью также требует изменений. Рациональным подходом в данном случае будет создание адаптированной системы на основе существующих и активно используемых в мире подходов к управлению производством. Данная система может способствовать улучшению качества и сокращения сроков создания космических аппаратов и средств их выведения. Не менее важным является привлечение в отрасль активных молодых людей и формирование институциональных условий, способствующих облегчению процесса внедрения инноваций.

В данной работе рассматриваются вопросы возможности использования японской системы управления производством. Главное отличие японского менеджмента — это акцент на развитие человеческих ресурсов. Цель японского управляющего — за счет

повышения производительности труда работников повысить эффективность работы предприятия.

По мнению японского специалиста по менеджменту Хидеки Йосихара, есть шесть характерных признаков японского управления:

- гарантия занятости;
- гласность и ценности;
- управление, основанное на информации;
- ориентация на качество;
- постоянное присутствие руководства на производстве;
- чистота и порядок.

Эти признаки не являются радикально инновационными или каким-либо открытием, однако в данном случае важны акцентирование на них внимание всех сотрудников и способы их реализации на производстве.

Изучая принципы непрерывного развития предприятия «Кайдзен», контроля качества и системы «Канбан» для интегрирования производственных и информационных потоков, стимулирования персонала и их постоянного обучения можно прийти к выводам, что основные подходы модели основываются на традициях, заложенных в людях с детства. Поэтому для дальнейшего создания плана адаптации знаний японской системы управления производством в РКП РФ необходимо определить точки слияния традиций и принципов управления, разделить их и, подстроив под уже существующую модель управления российским производством, составить план перехода к новой системе управления ракетно-космической промышленностью РФ.

РАЗЛИЧИЯ ОНЛАЙН-ПРОДВИЖЕНИЯ БРЕНДА РАБОТОДАТЕЛЯ И ОБЩЕГО БРЕНДА КОМПАНИИ

С.А. Хромова

sophi.pr@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В докладе показана специфика продвижения HR бренда компании онлайн и рассматривают несколько аспектов различия в продвижении бренда работодателя компании от продвижения корневого бренда компании в Интернете.

Современный человек уже не может представить себе мир без Интернета, с каждым годом все больше покупок, знакомств, прохождения курсов, просмотров фильмов и встреч с друзьями совершается онлайн. Первое знакомство со своим будущим работодателем сейчас также чаще всего начинается с его странички на портале с вакансиями или сайта и социальных сетей. Потенциальный кандидат, как правило, не ленится и старается изучить официальный сайт, новости о компании, посмотреть первые страницы поисковиков и найти побольше о компании на форумах с отзывами бывших и текущих сотрудников. Современный пользователь, а молодежь особенно, готова тщательно изучить потенциального работодателя, чтобы получить real user experience и представление о работе у вас, еще даже до подачи резюме. Поэтому все чаще крупные компании начинают вести в Интернете не только свои PR компании и рекламные компании продукции, но и делают его основной площадкой продвижения своего бренда работодателя. Ведь именно онлайн чаще всего ищут работу, читают отзывы и находят информацию о компании.

И здесь очень важно не ошибиться, не смешать продвижение вашего корневого бренда с брендом работодателя, не сделать так, чтобы они конфликтовали или проти-

воречили друг другу. Именно перед началом работы с онлайн брендом работодателя очень важно провести анализ того, как он соотносится с вашим общим брендом, и понять в чем будут отличия их продвижения в сети.

В общем случае ваш бренд работодателя должен содержать ценности компании, ценности сотрудников и руководителей и при этом опираться на общий бренд компании и не противоречить ему. Он как и бренд в целом должен формировать связь потенциального сотрудника с вами через первые же контакты. Но при этом есть ряд особенностей в продвижении, которые мы частично разберем ниже.

1. Продвижение бренда работодателя должно быть более персонализировано. То есть, если вы продвигаете общий бренд через некий образ вашего потребителя или звезду, то продвижение бренда работодателя лучше работает через ваших реальных сотрудников и их образы, их реальные успехи и достижения. Образ идеального сотрудника с лицом модели будет куда хуже представлять вас, чем ваш реальный сотрудник пусть и без идеальной улыбки. А реальные достижения сработают куда лучше обещаний.

2. Прозрачность ценностного предложения. EVP (Employee Value Proposition — Ценностное Предложение Сотруднику) является ядром бренда работодателя. Если оно сформировано и отвечает потребностям потенциальных работников — говорите о нем. Показывайте примеры. В то время как при продвижении товара в сети ценностные аспекты принято умалчивать, при продвижении HR бренд о материальных аспектах и преимуществах стоит говорить. Заранее и честно говорите о том, что можете предложить.

3. Меньше вирусности и провокации. Продвигая продукцию и услуги в сети многие даже солидные компании стараются быть современными и идти в ногу со временем. Рекламные компании все чаще используют сленг и «мемы», обыгрывают провокационные темы. Примеров удачного вирусного продвижения работодателя не так много, в том числе из-за более серьезной настроенности аудитории HR бренда. Провокация же может в целом отпугнуть от вас специалистов, так как не все готовы участвовать в скандалах и последствия их в виде увольнений слишком часто всплывают в медийном пространстве.

МОРСКОЙ СТАРТ КАК АЛЬТЕРНАТИВА КОСМОДРОМУ НАЗЕМНОГО БАЗИРОВАНИЯ

К.С. Акобян kristina997@list.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В связи со стремительными темпами роста науки и техники необходимо находить альтернативные методы освоения космоса. И начать конечно же надо с запуска. В скором будущем не будет привязки к определенной точке на карте, что позволит быть более мобильными и выполнять более широкий сектор космических задач.

Проект «Морской старт» был разработан еще в начале 1990-х годов. Инициатором данного проекта было НПО «Энергия» им. С. П. Королёва. Далее российское предприятие предложило американской аэрокосмической компании Boeing принять участие в проекте. В ноябре того же года к проекту присоединились норвежское судостроительное предприятие Kvaerner (ныне — Aker Solutions), ПО «Южный машиностроительный завод имени А. М. Макарова» (Южмаш), а также конструкторское бюро «Южное».

Идея заключалась в том, чтобы создать плавучий ракетно-космический комплекс, уникальные характеристики которого гарантируют заказчикам многочисленные пре-

имущества (в том числе, значительное увеличение массы отправляемой на Орбиту полезной нагрузки) — непосредственная близость к экваториальным водам Тихого океана позволяет существенно удешевить стоимость запусков.

«Морской старт» — уникальный комплекс, состоящий из нескольких частей: морской и ракетно-космической составляющей, а также наземной инфраструктуры. Морской комплекс включает в себя плавучую пусковую платформу *Odyssey*, с которой непосредственно и производятся космические запуски, и сборочно-командное судно, на котором осуществляется сборка ракеты и в дальнейшем управление предстартовыми операциями.

Первый демонстрационный запуск состоялся 28 марта 1998 года. Ожидалось, что в среднем будет проводиться минимум 5 запусков, но к сожалению фактически за 10 лет было произведено 30 запусков (в среднем 3 за год), что привело консорциум *Sea Launch* к банкротству.

В 2018 году право пользования были переданы передовой компании *S7 Space*. Вывод из консервации обошелся новому владельцу в 150 миллионов \$ инвестиций. *S7 Space* планирует осуществить за ближайшие 15–20 лет примерно 90 запусков. Стоимость одного запуска составит порядка 65–76 миллионов \$.

Чем ближе точка запуска находится к экватору, тем меньше энергозатраты на вывод полезной нагрузки в космос. При запуске с экватора может сэкономить около 10 % топлива по сравнению с ракетой, стартующей с космодрома, находящегося в средних широтах. Поскольку на экваторе не так много государств, способных запускать ракеты в космос, появились проекты космодромов морского базирования.

В связи со стремительными темпами роста науки и техники необходимо находить альтернативные методы освоения космоса. И начать конечно же надо с запуска. В скором будущем не будет привязки к определенной точке на карте, что позволит быть более мобильными и выполнять более широкий сектор космических задач.

Таким образом, можно с уверенностью сказать, что программа Морской старт подает большие надежды, так как максимально эффективна благодаря запускам с экватора и самое главное конкурентоспособная удельная стоимость доставки космических аппаратов на орбиту.

О ВОПРОСАХ ПОВЫШЕНИЯ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ ТРУДА ЧЕРЕЗ СИСТЕМУ КЛЮЧЕВЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ НА ПРИМЕРЕ КОМПАНИЙ С ГОСУДАРСТВЕННЫМ УЧАСТИЕМ

Ю.А. Дегтярев yu.a.degtyarev@vpk.npomash.ru

АО «Военно-промышленная корпорация

«Научно-производственное объединение машиностроения», Реутов

В работе рассмотрены современные подходы к повышению производительности труда работников административно-управленческого персонала в компаниях с государственным участием через систему ключевых показателей эффективности деятельности.

Введение в 2014 г. и регулярная пролонгация рядом зарубежных стран экономических санкций против отдельных секторов экономики Российской Федерации, наблюдающиеся в ряде отраслей стагнационные процессы вынуждают крупные компании более тщательно подходить к вопросам совершенствования внутренних бизнес-процессов.

Одним из актуальных направлений деятельности в данной области на сегодняшний день являются мероприятия по повышению производительности труда работников.

Производительность труда — показатель эффективности использования трудовых ресурсов, который измеряется количеством продукции в натуральном или денежном выражении, произведенной одним работником за определенное фиксированное время (час, день, месяц, год).

На показатели производительности труда прежде всего влияют следующие факторы:

- факторы основного капитала (механизация и автоматизация труда, внедрение новых технологий, использование новых материалов);
- социально-экономические факторы (состав и квалификация сотрудников, условия труда, отношение работников к труду);
- организационные факторы (комплекс мероприятий по организации труда, менеджмента персонала, структуры управления компанией и т. д.).

Применительно к работникам административно-управленческого персонала организационный фактор считается ключевым, так как в конечном итоге определяет динамику производительности труда как руководящего состава, так и непосредственных исполнителей. Основным инструментом повышения производительности труда менеджмента предприятий является формирование эффективной системы материального стимулирования в увязке с ключевыми показателями эффективности деятельности.

Ключевой показатель эффективности (КПЭ) — оценочный критерий достижения цели, используемый для определения эффективности деятельности, поддающийся количественному измерению и являющийся значимым с точки зрения долгосрочных и среднесрочных задач. Показатели КПЭ являются измерителями целей определенных стратегий развития и плановых значений, заложенных в среднесрочной и долгосрочной программах развития компании.

Оценка эффективности деятельности на основе системы КПЭ в корпорациях с государственным участием в настоящее время является обязательной к исполнению. За период 2013–2018 гг. Президентом Российской Федерации, Правительством Российской Федерации перед собственниками государственных корпораций инициирован ряд поручений, предусматривающих создание системы КПЭ и системы вознаграждения органов управления в увязке с достижением данных показателей. Требования к системе КПЭ госкомпаний предусматривают всесторонний анализ деятельности госкомпаний и позволяют провести оценку эффективности работы менеджмента и сотрудников, которая должна учитываться при принятии решений об оплате труда, а также кадровых решениях.

В рамках исполнения указанных поручений Минэкономразвития России совместно с Росимуществом были разработаны Методические указания по применению КПЭ в компаниях, доля участия Российской Федерации в уставном капитале которых в совокупности превышает 50 %.

В работе приведен анализ реализации внедрения системы КПЭ на примере АО «ВПК «НПО машиностроения». Проведенные мероприятия обеспечили выполнение требований распорядительных документов Президента РФ, Правительства РФ, собственников Корпорации в рамках общего спектра задач, направленных на повышение производительности труда работников руководящего состава, усиление их мотивации и персональной ответственности.

В среднесрочной перспективе планируется дальнейшая работа, направленная на совершенствование системы корпоративного управления и оптимизацию существующих бизнес-процессов среди предприятий Корпорации, в том числе посредством применения системы ключевых показателей эффективности деятельности АО «ВПК «НПО машиностроения».



КОСМОНАВТИКА И УСТОЙЧИВОЕ РАЗВИТИЕ ОБЩЕСТВА (КОНЦЕПЦИИ, ПРОБЛЕМЫ, РЕШЕНИЯ)

МЕЖДУНАРОДНО-ПРАВОВЫЕ АСПЕКТЫ ОПЕРАЦИЙ АКТИВНОГО УДАЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ИЗ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Н.И. Стельма natali.stelmakh.85@mail.ru

Д.В. Степанов

Г.В. Степанова

И.В. Усовик

М.В. Яковлев

ФГУП ЦНИИмаш, Королёв, Московская обл.

Техногенное засорение является неизбежным негативным последствием освоения околоземного космического пространства (ОКП). Нарастающее количество космического мусора (КМ) является реальной угрозой дальнейшему освоению космоса и создает предпосылки возникновения трудно прогнозируемых конфликтных ситуаций между участниками космической деятельности (КД).

Уровень техногенного засорения на современном этапе представляет угрозу для функционирующих космических аппаратов (КА) и Международной космической станции (МКС), о чем свидетельствует ежегодно увеличивающееся число зарегистрированных опасных сближений фрагментов КМ с МКС и действующими КА.

Особое опасение вызывает засорение уникальной области геостационарной орбиты. Так, по данным Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, в области ГСО содержится более 1500 объектов различного происхождения, причем около 70 % из них составляют фрагменты КМ.

Один из наиболее предпочтительных способов ограничения роста КМ является удаление крупных фрагментов КМ из зоны рабочих орбит КА.

Увод отработавших изделий ракетно-космической техники из зоны рабочих орбит позволит ограничить рост популяции КМ и снизить риски для функционирующих КА.

В настоящее время отсутствуют механизмы правового регулирования решения проблемы наблюдения, предотвращения дальнейшего загрязнения и активного удаления накопившегося КМ, что существенно тормозит процесс выработки технических решений по данному вопросу.

Для более широкого внедрения соответствующих осуществимых в финансовом плане стратегий сведения к минимуму воздействия КМ на будущие космические полеты необходимо тесное международное сотрудничество по совершенствованию космического права в рамках международных организаций.

В докладе обсуждены задачи и предложен комплекс мер по дальнейшему обновлению необходимых норм международного космического права для целей активного удаления КМ, даны предложения по определению вопросов применения и развития правовых понятий юрисдикции, контроля, и ответственности в связи с деятельностью по уменьшению засоренности космоса, а также предложения по обновлению и изменению Руководящих принципов предупреждения образования КМ Комитета ООН по космосу с учетом практики государств, обладающих опытом в области предупреждения

дения образования КМ и с возможностью запуска на орбиту КА, предназначенных для активного удаления КМ и орбитального обслуживания на орбите.

Литература

- [1] Руководящие принципы Комитета ООН по космосу по предупреждению образования космического мусора. Резолюция 62-й сессии Генеральной Ассамблеи ООН. A/RES/62/217 от 10.01.2008.
- [2] Руководящие принципы МККМ по предупреждению образования космического мусора. A/AC.105/C.1/L.260, 2007.
- [3] Конвенция о международной ответственности за ущерб, причиненный космическими объектами. 29 марта 1972 г.
- [4] Конвенция о регистрации объектов, запускаемых в космическое пространство. 12 ноября 1974 г.
- [5] Договор о принципах деятельности государств по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела (27.01.1967 г.);
- [6] Гражданский кодекс Российской Федерации — Часть 1. Раздел II. «Право собственности и другие вещные права». Глава 14. «Приобретение права собственности». Статья 225. «Безхозяйные вещи»;
- [7] Соглашение о спасании космонавтов, возвращении космонавтов и возвращении объектов, запущенных в космическое пространство. 22 апреля 1968 г.
- [8] Устав Организации Объединенных Наций. Сан-Франциско, 26 июня 1945 г.;
- [9] Декларация о принципах международного права, касающихся дружественных отношений и сотрудничества между государствами в соответствии с Уставом Организации Объединенных Наций. 24 октября 1970 г.
- [10] Манильская декларация о мирном разрешении международных споров. 15 ноября 1982 г.
- [11] Декларация правовых принципов, регулирующих деятельность государств по исследованию и использованию космического пространства. 13 декабря 1963 г.
- [12] Руководящие принципы обеспечения долгосрочной устойчивости космической деятельности. A/AC.105/L.315.

ОСОБЕННОСТИ ПАТЕНТНОЙ ЗАЩИТЫ РЕЗУЛЬТАТОВ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ПРИ ИССЛЕДОВАНИЯХ И РАЗРАБОТКАХ В ОБЛАСТИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

*В.Е. Сергеев*¹

SergeevVE@tsniimash.ru

*Р.В. Шаповалов*¹

*Л.В. Седых*²

¹ ФГУП ЦНИИмаш, Королёв, Московская обл.

² Национальный исследовательский технологический университет «МИСиС», Москва

В мировой практике коммерциализация интеллектуальной собственности является существенной доходной частью общей выручки компании. Охрана корпоративной интеллектуальной собственности стала важным элементом технологической безопасности отрасли в целом.

Мировой рынок космической техники является высококонкурентным и обеспечение дальнейшего лидерства России на нем требует активной защиты прав на отечественные космические технологии. Технологии должны быть защищены на международном рынке теми методами, которые приняты в мире — через «ноу-хау», патентование. Нужно выделить ключевые узлы, ключевые технологии и защитить прежде всего их.

В ракетно-космической отрасли Роскосмосом в 2018 году создан Отраслевой центр интеллектуальной собственности, который будет определять подходы к управлению интеллектуальной собственностью от планирования результатов интеллектуальной деятельности (РИД) по государственным контрактам до бухгалтерского и налогового учета, а также эффективного использования результатов работ, включения их в хозяйственный оборот. Необходимо решать задачи управления знаниями в отрасли: взаимодействие с авторами и экспертами, изучать опыт организаций отрасли по систематизации и обмену научно-технической информацией и практическому использованию инструментов управления знаниями. Создана информационная система по управлению государственным имуществом, включая права на результаты интеллектуальной деятельности, которая будет введена в опытную эксплуатацию в 2019 году.

Космическая деятельность с точки зрения защиты интеллектуальной собственности не отличается от остальных видов производственной и научной деятельности и подпадает под общие требования патентного права. Однако поскольку, как отмечает ряд авторов, само понятие «космическая деятельность» многозначно, следует говорить о разработке и использовании «космических технологий». Космические технологии обладают особыми свойствами. Некоторые из которых следующие:

- глобальность космической деятельности и обостренная конкурентность космических технологий на международном уровне;
- возможность двойного назначения результатов их использования;
- необходимость соблюдения режима нераспространения ракетных технологий, экспортный контроль и международные запреты на передачу технологий;
- международные санкции на передачу современных элементов для космических аппаратов;
- необходимость заключения международных договоров, обеспечивающих на защиту технологий при запуске;
- трудности доступа в космическое пространство к запущенному КА при необходимости проверки нарушений патентных прав в устройстве КА при реализации судебных исков;
- объединение космических технологий в единые технологии в рамках комплексов и систем.

Таким образом, разработка и реализация космических технологий находится под воздействием различных правовых регуляторов, в том числе международных, что накладывает свои требования также при защите интеллектуальной собственности, как на национальном, так и на международном уровнях.

Российские патентные лидеры в классе МПК В64G: РКК «Энергия» им. С.П. Королёва; ОАО «Информационные спутниковые системы» им. М.Ф. Решетнева; ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. Патентная активность ОАО «Информационные спутниковые системы» им. М.Ф. Решетнева возросла с выходом данной компании на международный рынок.

Направления патентования в России имеют сходство и различия с мировыми тенденциями. Общим является тенденция роста количества изобретений в подгруппе В64G-001/00 (космические летательные аппараты) международной патентной классификации.

Развивается новая патентная классификация CPC (Cooperative Patent Classification) в которой расширен подкласс В64G COSMONAUTICS; VEHICLES OR EQUIPMENT THEREFOR (apparatus for, or methods of, winning materials from extraterrestrial sources E21C 51/00)

Перевод: В64G КОСМОНАВТИКА; Транспортные средства или оборудование для них (устройство и способы получения материалов из внеземных источников в E21C 51/00).

В дополнение к правилам проведения патентных исследований по ГОСТ Р 15.011-96 появляются новые требования по глубине и объему исследований, патентной ана-

литике. Патентная аналитика, известная также как патентный ландшафт, является важной частью стратегии интеллектуальной собственности организаций, она дает ответы на сложные и важные вопросы, такие как технология вокруг перспективных инноваций, белое пространство, конкурентный ландшафт и многое другое. Белые пространства — это пробелы в технологическом ландшафте, которые имеют потенциал для достижения исключительности. Многие специалисты по технологиям и ИС сегодня рассматривают анализ «белого пространства» как один из ключевых методов создания стратегического инновационного продукта. В последнее время Роспатентом сформировано направление «патентная технологическая разведка».

Отмечено, что при большом количестве российских изобретений в области космоса они практически не патентуются за рубежом.

В настоящее время для международного патентования появилась услуга по компенсации затрат на патентование за рубежом. АО «Российский экспортный центр» осуществляет функции агента Правительства РФ по вопросу о предоставлении компенсационных выплат российским производителям на финансирование части затрат, связанных с регистрацией на внешних рынках объектов интеллектуальной собственности за рубежом. Кроме этого появилась возможность защиты результатов интеллектуальной деятельности в Национальном реестре интеллектуальной собственности [<https://nris.ru/deposits>] с помощью депонирования.

Процедура электронного депонирования представляет собой прием и хранение файла объекта интеллектуальной собственности в зашифрованном виде в защищенной ячейке. Файл регистрируется в распределенном реестре данных по технологии блокчейн с фиксацией хэша файла, что исключает неавторизованный доступ к файлу. В дальнейшем факт депонирования может использоваться для подтверждения авторства лицом, которое указано автором произведения при депонировании.

Основной мировой тенденцией формирования современного экономического роста является переход к инновационной модели, основанной на интеллектуальных ресурсах, наукоемких и информационных технологиях, которая предполагает системную защиту прав на результаты интеллектуальной деятельности.

По мнению авторов, необходимо обеспечивать на предприятиях, исполняющих НИОКР, патентно-лицензионную поддержку не только этих работ, но и всей основной деятельности на постоянной основе. Консультантами Правительства РФ рекомендовано ознакомиться с опытом внедрения в Росатоме системы защиты интеллектуальной собственности (проект Блока по управлению инновациями Росатома).

ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ СИСТЕМ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ШИРОКОПОЛОСНОЙ СВЯЗИ

В.Ю. Ключников

KlyushnikovVYu@esniimash.r

ФГУП ЦНИИмаш, Королёв, Московская обл.

Очередной этап развития технологий малоразмерных космических аппаратов (МКА) — создание из них орбитальных группировок, — систем КА группового полета (Formation Flying).

В настоящее время существует порядка десятка проектов создания космических систем нового типа — больших орбитальных структур МКА, насчитывающих в своем составе до нескольких тысяч МКА. Среди них OneWeb (группа европейских и амери-

канских компаний, Великобритания, от 720 до 1200 МКА), StarLink (Space X, США, от 280 до 1280 МКА), Boeing NGSO (Boeing, США, до 2956 МКА), российская «Сфера» (порядка 640 МКА) и др. Функциональное предназначение перечисленных орбитальных группировок — в основном широкополосная передача данных, причем, не только по технологиям LTE (4G), но и в перспективном формате 5G.

В процессе проработки технологий создания, развертывания и эксплуатации таких систем выявился целый ряд проблем, среди которых:

- проблема управления большими орбитальными группировками МКА (от сотен до тысяч аппаратов);
- проблема помех, создаваемых низкоорбитальными группировками МКА приему/передаче сигналов от геостационарных КА связи;
- проблема защиты населения от сложного модулированного сверхвысококачественного излучения (в частности при использовании технологии 5G);
- угроза реализации синдрома Кесслера (цепной процесс саморазмножения фрагментов космического «мусора»);
- проблема обеспечения национальной безопасности и др.

Решение перечисленных проблем лежит в области системного использования таких инструментов, как технологии самоорганизации и искусственного интеллекта, интеллектуальное радио, обеспечение прозрачности функционирования крупномасштабных систем, правовое регулирование международной космической деятельности.

МНОГОРАЗОВАЯ ТРАНСПОРТНАЯ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА С ГОРИЗОНТАЛЬНЫМ СТАРТОМ ВЗЛЕТА И ПОСАДКОЙ (МТ АКС)

В.Д. Кусков
Е.Л. Новикова

kvd-nel@mail.ru

Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, Москва

Человечество и сегодня очаровано идеями Циолковского от ракетостроения к постижению устройства космического мироздания. Перспектива «лучистого» человечества — выход в космос и завоевание космического пространства. Космонавтика с момента ее зарождения ориентировалась только на РН вертикального старта. Это основное направление поддерживается и сегодня, как направление развития рассматривается создание возвращаемых первых ступеней ракет, восстановление кислородно-водородной техники. На сегодня космонавтика предполагается невозвращаемой. Однако, опыт применения орбитальных группировок и отдельных КА указывает на следующие слабо угадываемые проблемы развития приземной космонавтики:

- необходимость возвращения на Землю КА различного типа;
- необходимость ремонта отработавших КА и их повторного использования.

Направление дальнейшего развития приземной космонавтики представляется в виде единой эксплуатируемой (обслуживаемой) наземно-космической системы, включающей в себя выведение КС, эксплуатацию на орбите, возвращение КА на Землю, ремонт и восстановление в наземных условиях с последующим повторным применением.

Дозволенные средства перемещений дают землянам только возможности устраивать приземную космонавтику активно сочетая достижения авиации и раке-

тостроения. Авиация позволяет поднять в аэродинамическом полете и вывести на уровень ракетного полета космические аппараты различного назначения, используя космические буксиры. Возвращение на Землю осуществляется переводом КА на монтажно-стыковочную орбиту с первой аэродинамической ступенью. Объект возвращается в транспортном отсеке аэродинамической ступени. В России разработан под руководством академика Образцова И.Ф. проект авиационно-космической транспортной системы (АКС) высокой технико-экономической эффективности. С помощью АКС в структуре космической эксплуатируемой системы могут быть реализованы проекты приземного космоса различного назначения. В докладе приводится предполагаемый облик и характеристики многоразовой транспортной авиационно-космической системы с горизонтальным стартом взлета и посадкой (МТ АКС).

О ФАКТОРАХ, ВЛИЯЮЩИХ НА ПРОГНОЗЫ ОСВОЕНИЯ ВНЕЗЕМНЫХ РЕСУРСОВ

С.П. Буслаев
В.А. Воронцов

se.bouslaev@yandex.ru
vorontsov@laspace.ru

НПО им. С.А.Лавочкина, Химки, Московская обл.

Главной задачей космонавтики является — предоставить человеку возможность использовать богатства внеземных ресурсов. В своих работах К.Э. Циолковский многократно обосновывал и излагал насущную потребность использования внеземных ресурсов человеком [1]. Среди различных направлений освоения космического пространства (научные исследования, дистанционное зондирование Земли, спутниковые системы связи, пилотируемые полеты и др.) задача использования материальных богатств внеземных ресурсов других планет, их спутников и астероидов выделяется особо в связи с будущим истощением ресурсов нашей планеты.

В этой связи представляют интерес различные прогнозы освоения космоса и прежде всего прогнозы, касающиеся как непосредственно материального освоения внеземных ресурсов, так и действий человека в космосе, помогающие использовать эти ресурсы. Такими прогнозами с различной степенью детализации занимались в том числе и специалисты в области разработки космических аппаратов [2, 3]. Во многом такие прогнозы оказались несостоятельными. Это объясняется тем, что в таких прогнозах приходится учитывать целый ряд взаимосвязанных прогнозов как в развитии различных наук (в физике, химии, материаловедении, биологии, социологии, экономике и др.), так и в различных областях деятельности человека (в политике, в промышленности, в экономике и пр.).

Интерес представляют прогнозы, сделанные в прошлом о современном состоянии мировой космонавтики, а также анализ этих прогнозов и анализ причин неудачных прогнозов.

Несостоятельность большинства прогнозов заключается в их излишней оптимистичности и в том, они предсказывали гораздо более ранние сроки достижений в освоении космоса. Некоторые прогнозы, сделанные 50 или 100 лет назад, до сих пор оказываются несбывшимися. Это объясняется следующими факторами:

- возрастающая сложность и стоимость решения технических проблем при разработке и создании новых КА;
- отсутствие новых типов двигателей для полетов в дальнем космосе;

- плохая переносимость человеком условий космических полетов;
- отвлечение усилий и очень больших материальных средств человечества на военные программы;
- отсутствие конкретных и точных представлений о том, какие материальные внеземные ресурсы имеются в распоряжении человечества и как они могут быть использованы.

Интерес к таким прогнозам в настоящее время возрастает и объясняется тем, что в ближайшие десятилетия человечество намерено приступить к непосредственному изучению Луны в пилотируемых экспедициях на ее поверхности. Такие экспедиции могут быть как эпизодическими временными посещениями Луны, так и иметь характер постоянного наличия персонала на лунных базах. Во втором случае задача использования местных ресурсов Луны станет насущной потребностью.

Следует перечислить те факторы, которые могут способствовать будущим успехам в освоении внеземных ресурсов и которые могут помочь сбыться оптимистичным прогнозам:

- успехи в материаловедении;
- успехи в двигателестроении и в разработке новых двигателей;
- непрогнозируемые в настоящее время открытия и успехи фундаментальных и прикладных наук;
- прекращение гонки вооружений, сокращение военных расходов и перенацеливание военных расходов человечества на мирное освоение космоса;
- объединение усилий всех стран для освоения внеземных ресурсов.

Литература

- [1] Циолковский К.Э. Промышленное освоение космоса: сборник трудов. М.: Машиностроение, 1989. 190 с.
- [2] Космонавтика XXI века. Попытка прогноза развития до 2101 года / под ред. Б.Е. Чертока. М., РТСофт, 2010. 863 с.
- [3] Улубеков А.Т. Богатства внеземных ресурсов. М.: Знание, 1984. 256 с.
- [4] Буслаев С.П., Воронцов В.А, Графодатский О.С. О точности прогнозирования использования внеземных ресурсов // Идеи К.Э. Циолковского в контексте современного развития науки и техники: матер. 53-х Науч. чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга: Изд-во АКФ «Политоп», 2018. С. 324–325.

КОСМОНАВТИКА И СИСТЕМНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ОЦЕНКОЙ ПО ВСЕМУ ЖИЗНЕННОМУ ЦИКЛУ

В.Д. Оноприенко

info@agat-roscosmos.ru

ФГУП «Организация «Агат», Москва

Сегодня содержание понятия системное проектирование связано с тремя основными процессами:

- синтезом мегаструктуры информационно-целевой системы;
- выбором технико-экономических решений;
- отображением результатов проектирования в виде совокупности документов, достаточной для разработки, серийного изготовления и создания системы.

Если при «ручном» проектировании эти три этапа органически связаны, то в автоматизированных системах проектирования имеет место довольно четкое процедурное (программное) их разделение.

Главным содержанием системного проектирования является синтез выбора технических решений, отвечающих требованиям к функционированию мегасистемы, а также ряду технологических и эксплуатационных требований. Переход на формальные методы автоматизированного проектирования в инженерной практике выдвинул ряд общих научных проблем, составляющих основу теории автоматизированного системного проектирования. В качестве основных можно назвать:

- методологическую проблему, связанную главным образом с формальной постановкой задачи системного проектирования;
- методы поиска рациональных и оптимальных технико-экономических решений;
- организацию вычислительных процессов, связанных с управлением и информационным обеспечением;
- взаимодействие проектных процедур и место пользователя в системе автоматизированного системного проектирования.

Все четыре проблемы взаимосвязаны, причем первая является определяющей. На ее основе можно развить основные принципы организации вычислительных процессов. Работа посвящена в основном аспектам первой из указанных проблем.

Методологически, с позиций формальных методов, проектирование ЛА (системы, процесса) следует рассматривать как совокупность двух основных задач: выбора структуры, или структурного синтеза, и выбора числовых значений параметров элементов данной структуры, или синтеза параметров. В этих терминах можно рассматривать проектирование практически любого объекта на любом этапе его создания.

В зависимости от типа проектируемого ЛА структура представляет собой ту или иную семантическую конструкцию, описывающую совокупность частей проектируемого ЛА и связей между ними. Полная совокупность элементов, с помощью которой может описываться ЛА данного класса, составляет базис структурного проектирования. В подобной форме структура представляет собой систему ЛА системного проектирования в реальном базисе.

Описание структуры может осуществляться в математической форме в виде совокупности операторов того или иного алгоритмического языка, т. е. создается алгоритм функционирования мегасистемы ЛА. В этом смысле можно говорить об абстрактном базисе структурного проектирования.

В системах автоматизированного проектирования (САПР) структура объекта в реальном базисе описывается, как правило, на специализированном языке, ориентированном на пользователя. Перевод этого описания в математическую модель осуществляется в таком случае специальными программами САПР. Базис проектирования и средства трансформации составляют основу программно-информационного обеспечения САПР.

Результатом структурного синтеза является выбор рациональной структуры. Ряд элементов структуры имеет метрические характеристики или параметры. К ним относятся конструкция, ДУ, СУ и т. д. Выбор числовых значений совокупности варьируемых параметров составляет предмет параметрического синтеза.

Рассмотренные задачи строятся на различных принципах и имеют различный аппарат проектирования.

При формировании структуры проектировщик имеет дело с формально неопределенными структурными связями, с неметрическими признаками элементов структуры, качественными критериями и неформальным описанием функционирования проектируемого объекта, а зачастую только с требованиями к его функционированию.

При синтезе параметров элементов предполагается, что структуры проектируемой системы и ее математические модели первоначально заданы и формально

определены. Параметры элементов имеют метрическое выражение. Задача в такой постановке сводится к поиску решений, удовлетворяющих метрическим критериям, что делает ее формально разрешимой.

На стадии системного проектирования отрабатываются алгоритмы работы ме-гасистемы в целом, т. е. концепция, стратегия применения, которые отображают определенные процессы в исследуемом объекте, необходимые для формирования структуры системы и методов управления. Математическая модель используется для математических экспериментов на ЭВМ, позволяющих выбрать значения параметров элементов системы.

Средства автоматизированного проектирования могут представлять проектировщику аппарат для смены (вариации) параметров или автоматического выбора (синтеза) параметров, удовлетворяющих заданным критериям (эффективность, стоимость, стоимость-эффективность, стоимость-время и стоимость-надежность).

На стадии функционального проектирования пользователю, как правило, предоставляются средства для формирования математической модели на основе описания структуры на проблемно-ориентированном языке в терминах базовых схемных элементов, принятых для функционального проектирования.

Сложные базовые элементы отображаются соответствующими библиотечными описаниями моделей. Библиотечные описания могут быть многоуровневыми, т. е. в них описание элементов более высокого уровня строится на основе описания элементов более низкого уровня, что обеспечивает возможность «крупноблочного» описания структуры объекта. При этом нижним уровнем базиса является элементная база проектирования, что создает предпосылки для перехода с функционального этапа на конструкторский без проведения дополнительных работ.

Математическая модель при функциональном проектировании отображает физические процессы (механику полета, баллистику, динамику полета и т. д.) протекающие в комплексах, системах и элементах, с различной степенью адекватности реальному физическому процессу в проектируемом объекте. На такой модели можно осуществлять все работы, связанные с выбором метрических параметров в «ручном» и автоматизированном режиме.

Результатом проектных работ этапа функционального проектирования является техническое решение в виде структуры (схемы) объекта с конкретным набором выбранных параметров (номиналов элементов схемы или других метрических характеристик), отвечающих заданным критериям системного проектирования.

На стадии технического проектирования ЛА характерными задачами являются синтез установочных параметров для конструкции, ДУ, СУ и синтез объекта в целом. Последний можно определить как особую задачу структурного синтеза, которая может решаться автоматизированными методами. Особенность ее заключается в том, что исходное описание объекта задает в явной и неявной форме структуру всех возможных каналов связи и взаимодействия. На этой избыточной структуре находится структура связей, отвечающая определенным конструкторско-технологическим, электрическим, электронным и гидродинамическим связям.

На стадии технологического системного проектирования определяется синтез технологических процессов в виде последовательно-временной структуры, элементами которой являются отдельные производственные операции обработки, сборки и контроля.

Выбор структуры в общем случае нельзя отнести к классу формально разрешаемых задач и составляет главное содержание структурной и функциональной творческой деятельности инженера. Формальные методы структурного синтеза могут разрабатываться лишь для узкого круга задач, в широком смысле эта задача сложно разрешима.

ИННОВАЦИОННАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ КАК ОСНОВА ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАЗРАБАТЫВАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ

Г.С. Сапрунов

saprunovgs@tsniiimash.ru

ФГУП ЦНИИМаш, Королёв, Московская обл.

В интересах создания РКТ реализуются крупные инновационные и инвестиционные проекты, создается и используется уникальное, дорогостоящее оборудование, широко внедряются новые технологии, осуществляется подготовка высококвалифицированных кадров, осваиваются значительные финансовые средства.

Особой проблемой становится поиск и внедрение новых прогрессивных решений. Такой механизм практически отсутствует. Это обуславливает необходимость развития теории и практики методологии инновационной деятельности, которую необходимо встроить в систему планирования развития РКТ.

Основными факторами, сдерживающими инновационное развитие РКТ, являются:

- низкий спрос на инновации потребителей;
- высокие риски создаваемых новаций;
- низкая обеспеченность технологическим оборудованием;
- низкое стимулирование разработчиков новаций;
- недостаточный объем финансирования работ по инновационным проектам;
- слабое привлечение институтов РАН, ВУЗов к разработке проектов.

Основными факторами, способствующими инновационному развитию РКТ, являются:

– высокая доля в планах создания отечественных космических средств прорывных, наукоемких проектов, требующих для разработки новых технологий, материалов, организации работ;

– ужесточение требования на мировом космическом рынке (МКР) к конкурентоспособности изделий РКТ;

– развитие фундаментальных и научно-поисковых работ в интересах космической деятельности;

– формирование информационной новационной базы по РКТ;

– увеличение финансирования работ по созданию инновационных проектов.

Необходимость развития инновационной деятельности в отрасли обусловлена:

– недостаточными темпами инновационного развития РКТ, объектов космической инфраструктуры и предприятия;

– практическим исчерпанием научно-технических средств;

– ростом конкуренции на МКР;

– переходом на новый технологический уровень, который характеризуется достижениями в области микроэлектроники, информатики, технологии, геномной инженерии, материалов и т. д.

Основу для создания новаций составляют фундаментальные и поисковые научные исследования.

Задачами инновационной деятельности являются:

– создание эффективной системы, обеспечивающей поиск, разработку и внедрение инновационных проектов;

– формирование передовой инновационной отрасли, способной к созданию конкурентоспособных космических средств в интересах обеспечения государственной безопасности, экономики страны, науки, развития присутствия России на МКР.

В докладе рассматриваются эффективные пути решения задач инновационной деятельности.

ХУДОЖНИК П.Э.БЕНДЕЛЬ И ЕГО ГЕРОИ КОСМОСА**Б.Н. Кантемиров**
Ж.К. Баздырева

sirob-182@yandex.ru

Мемориальный музей космонавтики, Москва

Петр Эмильевич Бендель родился в Москве в 1905 году, в семье художника. Высшее образование получил в университете Фрибурга в Швейцарии на факультете искусства. Одновременно брал частные уроки живописи. После окончания университета в 1924 году вернулся в Москву, где продолжил обучение в Академии художеств ВХУТЕМАС. В это же время брал уроки живописи в студии Ф.И. Рерберга, а затем в студии Д.Н. Кардовского. Занимался живописью, участвовал в выставках.

В первые дни Великой Отечественной войны добровольцем ушел на фронт, но в боях под Вязьмой попал в плен. В 1945 году был осужден на 10 лет лишения свободы, отбывал наказание в Воркутинском лагере, реабилитирован в 1953 году, в Москву разрешили вернуться в 1955 году. В эти годы он занимался живописной работой в театрах, журналах, газетах.

С 1964 года он начал заниматься в области филателии. Первыми были выпущены 3 почтовые марки с портретами его работ: Н.И. Кибальчич, К.Э. Циолковский и Ф.А. Цандер. В 1967 году был выпущен почтовый конверт с портретом Ф.А. Цандера. В 1977 году выпущен конверт с портретом К.Э. Циолковского, повторен портрет Ф.А. Цандера, а также выпущен конверт с портретом академика В.В. Парина. В 1982 году вышел конверт с портретом академика Б.Н. Петрова, в 1994 году — конверт с портретом С.П. Королёва.

Знакомясь с творчеством художника, родилась идея заказать ему серию портретов выдающихся деятелей космонавтики для Мемориального музея космонавтики. Так родилась прекрасная серия портретов К.Э. Циолковского, Ф.А. Цандера, Ю.В. Кондратюка, С.П. Королёва, М.К. Тихонравова, Б.Н. Петрова, М.К. Янгеля, В.В. Парина (к сожалению, неоконченная в связи с болезнью художника).

Представленные работы П.Э. Бенделя отражают «прямолинейное» представление космонавтики. Если же изменить точку зрения, расширить ее, то в эту тему следует включить, в частности, государственных деятелей, управлявших ракетно-космической отраслью, художников, литераторов авторов научно-фантастических романов, поэтов, деятелей кино и т. п., а область творчества П.Э. Бенделя существенно расширится.

Литература

- [1] Каталог почтовых марок СССР. 1918–1974. М., 1976. С. 839.
- [2] Космонавтика на художественных маркированных конвертах СССР и России: каталог-справочник / авт.-сост. О.Ю. Забурдаев. Международный издательский дом «Синергия», 2005. С. IIX.
- [3] Кантемиров Б.Н. Возвращение мастера // Филателия. 1997. № 1. С. 62–63.
- [4] Кантемиров Б.Н. В лаборатории мастера // Калининградская правда. 3 октября 2000
- [5] Кантемиров Б.Н. Портрет на конверте // Российский космос. 2006. № 2. С. 94–95.
- [6] Кантемиров Б.Н. Учитель и ученик: разные судьбы // Российский космос. 2006. № 11. С. 56–58.
- [7] Живопись и графика. М.: Аэро-С, 1995. С. 128.

ШАНС ДЛЯ РОССИИ. ПАМЯТИ Л.В. ЛЕСКОВА

Н.Л. Лескова (научный журналист, обозреватель журналов «Наука и жизнь», «В мире науки», «Экономические стратегии»). Дочь Л.В. Лескова

Доклад посвящен памяти Л.В. Лескова, доктора физико-математических наук, профессора, действительного члена Академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, современного российского философа-космиста.

Реформы Петра Великого и их противоречивый характер. Царствование Анны Иоанновны и неудачные попытки ограничения самодержавия. Екатерина Вторая и ее попытки ослабить ярмо крепостных порядков. Последующие попытки проведения прогрессивных реформ в России и сопротивление реакции.

Ленин, Сталин и меры по ограничению власти бюрократии, не принешие успеха. Отставка инициатора половинчатых реформ Хрущева, срыв планов реформирования хозяйственной жизни страны, задуманных Косыгиным. Длительный период застоя.

Циклы реформаторской деятельности в России и закон маятника. Нарушение этой закономерности в 1990-х годах и реформы команды молодых «либерал-демократов», и последующая деятельность правительства Касьянова и Фрадкова, разрушившая отечественный производственно-технологический потенциал. Попытки президента Путина выправить положение.

Может оказаться спасительным предложение положить в основу очередного этапа реформ теорию постиндустриальной трансформации. Осевая идея постиндустриальной парадигмы — в признании приоритетной роли мировой квазиаристократии в ее различных формах — интеллектуальной, информационной, инновационно-технологической, организационно-управленческой. Основной источник ВВП в постиндустриальном обществе — не труд, а знания. Наряду с недрами, высокий интеллектуальный потенциал — это главное национальное достояние России.

МНОГОРАЗОВАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА: УРОКИ И ПЕРСПЕКТИВЫ. ПАМЯТИ «БУРАНА»

А. Ю. Афанасьев (в 80-е годы работал на НПО «Молния» и принимал непосредственное участие в подготовке к запуску отечественного космического челнока «Буран»)

ООО «Автомеханика», Москва

В докладе освещаются следующие вопросы.

Предыстория создания многоцветных возвращаемых космических аппаратов.

Задачи многоцветных космических аппаратов. Доставка больших блоков для создания базы в космосе. Ремонт на орбите спутников и продление срока их пребывания на орбите. Снятие спутников с орбиты и доставка их на Землю. Оперативная помощь экипажу орбитальной станции в аварийных ситуациях, наружный осмотр и ремонт станции, эвакуация экипажа. Военное применение.

Проектирование и испытания орбитального самолета. Сходство и различия систем «Энергия-Буран» и «Space Shuttle». Создание новых материалов и технологий теплозащиты для «Бурана». Подготовка экипажа.

Краткое описание истории практического применения. Доставка спутников и грузов для МКС на орбиту. Запуск спутника телескопа Хаббл. Пять полетов для ремонта и

модернизации Хаббла на орбите. Запуск Бурана 15 ноября 1988 года в беспилотном варианте с автоматической посадкой.

Причины закрытия проектов многоразовых космических аппаратов и проблемы, которые надо решить для развития проектов в этом направлении.

Производство и эксплуатация большого орбитального самолета обходится слишком дорого. Экономическая эффективность значительно выше у одноразовых систем. Двигательные установки и виды применяемых энергоносителей недостаточно эффективны и надежны. Есть проблемы с безопасностью пуска и посадки. Конструкционные материалы для изготовления корпусов и основных несущих элементов летательных аппаратов недостаточно прочны и теплостойки. Теплозащита на этапе входа в атмосферу — нет надежного многоразового решения. Ограничения на длительность пребывания на орбите.

Современное состояние отрасли. Современные проекты, предполагающие многоразовое использование элементов системы в космических полетах. «Dragon V2» (Space-X, США), проект «Федерация» с многоразовыми модулями (РФ), «Boeing X-37» (США), «Dream Chaser» (SNC, США).

ПРОЕКТНАЯ ИНТЕГРАТИВНАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

А.А. Тищенко (ветеран НПОМАШ и ЦНИИМАШ)

artbat1933@mail.ru

Вопросы повышения эффективности сложных технических систем (СТС) стоят в ряду наиболее важных для страны в методическом и практическом плане. Они еще более важны на фоне необходимых мер ускорения и развития экономики и перестройки хозяйственного механизма с упором на инновационные технологии и системную разработку новых стратегий развития отраслей.

И эти проблемы можно решить лишь с помощью системологии (системотехники) и иерархически выверенных и технологически взвешенных критериев системного и интегративного качества.

Рассматриваемая проблематика исследования и анализа инструментария эффективности и разработки СТС — нацелена на создания прикладного инженерного подхода для задач эффективного проектирования и вскрытия многосвязности и эмерджентности (спонтанных положительных и отрицательных изменений свойств) системы.

Это выливается в изучение «критических» зон или «узлов» в плане их особых свойств на трех уровневой иерархии СТС, включая отраслевой инфраструктуры, а также уровень госцелевой отдачи и результативности (народно-хозяйственной, экономической и оборонной).

С методической позиции — это первая важная грань анализа многоуровневой эффективности системы в целом, как показателя совершенства создаваемого инновационного проекта.

Вторая грань, связана с анализом внутренней взаимосвязности разнородных обликковых параметров СТС, задаваемых в ТТЗ на проект, включая детерминированные свойства качества и ограничения на технические характеристики состояний целевого комплекса, отражающие сложные нелинейные процессы ее успешного и аварийного функционирования. При этом должен выполняться анализ «полного пространства конечных состояний системы» (закон Блеза Паскаля).

Это позволяет не только связать разнородные критерии качества и эффективности с проектными характеристиками СТС, но и получить сопоставимые и адекватные их оценки.

Третья грань — это связка проектных «узлов» на этапах проектирования, требующая детальной декомпозиции по структуре и функциям подсистем СТС для учета специфических особенностей их видов по целевой направленности и увязки с выделенными группами критериев эффективности.

Это необходимо для учета спектра конкретных проектных факторов функционального, структурного и весо-габаритного обеспечивающего характера, что и определяет проектную сущность эффективности и адекватности уровня точности ее оценки.

Этот спектр факторов формирует на выходе целевую, операционную, тактическую, эксплуатационную и техническую (надёжностную) эффективность СТС, включая еще и специальные ее направления — экономическую эффективность и безопасность экипажа, пассажиров, эксплуатантов и населения.

Четвертая грань развязки критических «узлов» включает разработку механизмов проектного синтеза системы, где и реализуется полный потенциал анализа и оценки итоговой проектной интегративной эффективности системы в целом с учетом управляемости полным жизненным циклом (ПЖЦ) и планом его поэтапной реализации.

Системный синтез, прежде всего, нацелен на первую фазу процесса формирования и концептуального обоснования принципов создания и целеполагания системы, а также согласования с заказчиком методологической базы, показателей качества и бюджета проекта.

Предполагаемый подход в основном был реализован автором, в части целевой эффективности, при разработке и создании бортового визуального спектроколориметра «Цвет-1» по программе исследования природных ресурсов земли (ИПРЗ) в «Госцентре Природа» (применялся на ДОС «Салют-7» и «Мир»). По проблеме разработки концепции анализа проектной комплексной эффективности — был разработан эскизный проект (1968 г. НПОМАШ) по лунной космической системе ЛК-700/УР-700, раздел «Надежность комплекса и безопасность полета системы».

Вопросы проектной надежности и безопасности космических пилотируемых комплексов рассмотрены в авторских публикациях.

Таким образом создан целостный подход анализа эффективности СТС, который существенно отличается от бытующего гораздо большей точностью оценок с учетом всех главных влияющих факторов и который сочленен с проектным процессом. В то время как «расчлененный» подход, базируется на разных методологических принципах и охватывает частные вопросы различных участников процесса разработки и создания нового проекта со своими интересами и возможностями.

При этом, в общую критериальную базу автором включены еще совсем не разработанные методы анализа безопасности и живучести систем, что существенно дополняет спектр интегративной эффективности, особенно пилотируемых СТС.

Отдельно следует отметить и тот раздел методологии, который связан с иерархичностью критериальной базы, что позволяет перекинуть мостик к взвешенному количественному анализу и оценки вклада создаваемого проекта СТС в результативность госуслуг. При этом возможен анализ влияния инфраструктуры системы на конечный вносимый эффект (см. рис.) в отраслевые программы их обеспечения (ГЦП, ГОЗ и т. п.), а также в государственные программные задачи научного, хозяйственно-экономического и оборонного назначения.

Литература

- [1] Тищенко А.А., Ярополов В.И. Моделирование при обеспечении безопасности космических полетов. М.: Машиностроение, 1981. 189 с.

- [2] Северцев Н.А., Тищенко А.А. К системному управлению безопасностью транспортных комплексов // Вестник Международного института управления. 2011. № 5–6. С. 98–105.
- [3] Тищенко А.А. Научно-инженерный подход к проектированию комплексов летательных аппаратов // Труды 42-х академических чтений по космонавтике. М.: МГУ им. Н.Э.Баумана, 2018. С. 424.

ИССЛЕДОВАНИЕ ИЗМЕНЧИВОСТИ ПЛАНЕТАРНЫХ КЛИМАТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКИМИ СРЕДСТВАМИ

В.А. Шувалов
А.А. Яковлев

vashuvalov@tsniimash.ru
aayakovlev@tsniimash.ru

ФГУП ЦНИИмаш, Королёв, Московская обл.

На протяжении последних двух-трех десятилетий климатологи отмечают повышенную изменчивость окружающей природной среды и, являющуюся следствием этого, возрастающую частоту возникновения катастрофических природных явлений (тайфуны, цунами, землетрясения, наводнения и др.). Эти изменения связывают с общим потеплением на планете. Однако причины отмеченных процессов не ясны, и, соответственно, нет адекватных объяснений такой изменчивости, что сдерживает усилия по созданию инструментов и методов для прогнозирования развития событий.

Основными параметрами, определяющими энергетический баланс и климат планеты, являются альbedo Бонда Земли, солнечная постоянная и тепловое излучение планеты. Для понимания происходящих процессов требуется непрерывная информация о вариациях этих величин. Проводить одновременный мониторинг альbedo Бонда, солнечной постоянной и теплового излучения планеты можно только с космического аппарата (КА), выведенного в окрестность точки либрации L1 системы «Солнце–Земля».

Наличие такого КА позволяет не только получить инструмент для надежной диагностики тенденций изменения климата на основе мониторинга энергетического баланса, но проводить в реальном времени мониторинг характеристик Солнца, солнечной активности и межпланетного пространства. Ведь именно процессы, происходящие на Солнце, оказывают ключевое влияние на состояние верхней атмосферы, ионосферы и околоземного космического пространства, и, следовательно, на био- и техносферу.

В окрестности точки либрации L1 системы «Солнце–Земля» КА должен иметь бортовой комплекс аппаратуры, включающий приборы:

- телескоп (матричный приемник и радиометр), направленный на Землю, для измерения интегрального потока излучения планеты (спектральный диапазон — 0,2...100 мкм);
- радиометр, направленный на Солнце, для мониторинга солнечной постоянной (спектральный диапазон — 0...∞ мкм);
- блок приборов для получения высокоточных изображений Солнца и солнечной короны, а также регистрации солнечных вспышек и выбросов корональной массы в реальном режиме времени;
- блок детекторов для регистрации потоков высокоэнергичных частиц и жестких ионизирующих излучений, распространяющихся от Солнца по линии Солнце–Земля, измерения их энергий и спектров;
- блок измерения параметров и возмущений потока солнечного ветра.

Гало-орбита КА в окрестности точки либрации должна иметь период ~180 суток, что позволит минимизировать расход рабочего тела на поддержание орбиты и ориентации КА. Для вывода КА на гало-орбиту можно использовать двухимпульсный вариант с общим корректирующим импульсом ~100 м/с и временем перелета ~100 суток.

Общая масса целевых приборов вместе с коммутационной аппаратурой и блоком управления не превысит 200 кг, полная масса КА составит около 1000 кг, из которых почти половина — запас топлива. Вывод такого КА на гало-орбиту в окрестности точки либрации возможно осуществить носителем среднего класса типа «Союз» с разгонным блоком.

Литература

- [1] Абдусаматов Х.И., Лаповок Е.В., Ханков С.И. Мониторинг энергетического баланса Земли из точки Лагранжа L1 // Оптический журнал. 2014. № 81 (1). С. 25–31.
- [2] Писанко Ю.В., Пугачев В.П., Шувалов В.А., Яковлев А.А. Обоснование проектно-баллистических параметров внемагнитосферного космического аппарата для мониторинга Земли, Солнца и межпланетной среды // Вопросы электромеханики: труды ВНИИЭМ. Приложение за 2015 г. М.: ОА «Корпорация «ВНИИЭМ», 2015. С. 52–61.

ПРОЕКТЫ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СВЕРХЛЕГКОГО КЛАССА ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ СПУТНИКОВЫХ ГРУППИРОВОК

А.А. Позин¹

В.М. Шершаков¹

Ю.В. Чикачева¹

П.А. Козедра²

Ю.А. Матвеев²

pozin@typhoon.obninsk.ru

shershakov@rpatyphoon.ru

chikacheva@rpatyphoon.ru

kozedra@rpatyphoon.ru

matveev_ya@mail.ru

¹ ФГБУ «НПО «Тайфун», Обнинск

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Интерес к использованию малых космических аппаратов (МКА) прежде всего проявляется с целью снижения затрат на получение информации с околоземной орбиты.

Системотехнические требования к полету МКА определяются следующими ключевыми моментами целей полета — способами развертывания и поддержания космических систем (группировок) на базе МКА и средствами их выведения. Низкая стоимость МКА — сама по себе она не определяет величины затрат на проведение полета и получение информации. Поэтому для корректности оценки в качестве базового примера следует рассмотреть следующую стоимостную модель:

$$C_{\Sigma} = C_{\text{спут}} + C_{\text{вывед}} + C_{\text{прогр}}$$

где C_{Σ} — общие расходы на решение плановых задач полета; $C_{\text{спут}}$ — расходы на создание спутника; — стоимость выведения, включая стоимость носителя; $C_{\text{вывед}}$ — расходы на работу по срокам активного существования на орбите; $C_{\text{прогр}}$ — расходы на работу по срокам активного существования на орбите.

Проанализирована степень новизны ряда проектов создания ракет-носителей сверхлегкого класса (РН СЛК), сроков их реализации. Для сравнения представлен анализ затрат на производство больших космических аппаратов (КА), а также классов «нано» и «пики». Для этих классов КА проведена оценка различных средств выведения как при развертывании многоспутниковой группировки, так и ее поддержании, с

учетом удельной стоимости доставки единицы массы полезной нагрузки на орбиту и надежности РН, а также их влияние на общие расходы для решения плановых задач.

МКА не всегда будут дорогими с точки зрения создания и функционирования. Снижение затрат достигается за счет проектно-конструкторских решений, т. е. подхода ресурсных ограничений ко всей программе полета: от проекта до функционирования на орбите. МКА отличаются от обычных КА не только размером, но и подходом ко всему жизненному циклу от создания (технология «Lean satellite») до запуска, схода с орбиты и т. п.

Практически все базовые способы развертывания и поддержания группировки известны. Они определяют требования к средствам выведения, которые формируют и ценовую политику разработки средства выведения совместно с программой работ на орбите: это количество КА для покрытия района в заданное время, количество КА в плоскости, количество плоскостей, а также необходимую оперативность запуска, сроки активного существования и др.

В работе использован ряд моделей некоторых технико-экономических характеристик РН СЛК с учетом особенностей их создания на основе методов модернизации исследовательских геофизических ракет. Проведена оценка возможностей ряда вариантов РН СЛК для формирования спутниковых группировок МКА.

Литература

- [1] Ключников В.Ю., Позин А.А., Шершаков В.М., Шувалов В.А. Системные проблемы создания средств запуска малых космических аппаратов для проведения низкоорбитальных научно-прикладных исследований и экспериментов. Материалы 52-х Циолковских чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга: Изд-во АКФ «Политоп», 2017. 516 с.
- [2] Матвеев Ю.А., Позин А.А., Шершаков В.М. Ракетные технические средства геофизического мониторинга, их развитие и возможности // Полет. 2017. № 8. С. 26–31.
- [3] Разработка систем космических аппаратов / под ред. П. Фортескью, Г. Суарнейда, Д. Старка; пер. с англ. М.: Альпина Паблишер, 2016. с. 655.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ В КАЧЕСТВЕ ДЕМОНСТРАТОРА ПЕРСПЕКТИВНЫХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ

П.А. Козедра

А.А. Позин

Ю.В. Чикачева

В.М. Шершаков

kozedra@rpatyphoon.ru

pozin@rpatyphoon.ru

chikacheva@rpatyphoon.ru

shershakov@rpatyphoon.ru

ФГБУ «НПО «Тайфун», Обнинск

Создание перспективных ракетно-космических комплексов связано с большим объемом натурных летных испытаний опытных образцов. Однако, полномасштабные испытания очень затратны и требуют привлечения достаточно существенных финансовых и временных ресурсов, что подтверждено известными проектами 70-90 гг. [1]. Но уже в то время были заложены основы разработки испытаний сложных ракетно-космических проектов путем отработки масштабируемых моделей их основных узлов и технологий. Для этих целей в СССР использовался известный ракетный метеорологический комплекс МР-12 (ракета Д-75 МГ). По сути дела, это был один из немногих в мире, так называемый масштабируемый летный демонстратор (МЛД), доказавший

свою эффективность в ряде проектов, таких как отработка систем мягкой посадки на Марс, экранных систем торможения космических аппаратов и др.

В настоящее время в качестве такого МЛД предлагается использовать современный ракетный геофизический комплекс РК МР-30.

Преимущества комплекса и, прежде всего, его высокая эксплуатационная эффективность при относительно малой стоимости дают возможность реализовать ряд критических технологий ракетно-космической отрасли, а также фундаментальных космических исследований по различным областям науки, в связи с завершением научной программы работ на международной космической станции.

Представлен анализ задач, решение которых возможно эффективно реализовать с помощью МЛД. Для этого предложены схемные решения по универсальной платформе МЛД и линейному ряду модификаций демонстраторов. При этом используется модульный принцип масштабирования носителей, максимальная унификация модулей как на уровне комплексов, ракетных блоков, так и отдельных элементов, а также опыт и потенциал модернизации заложенный в РК МР-30.

Литература

- [1] Бахвалов Ю.О., Семенов А.И., Бакарас И.Е., Макаров И.А. Летная отработка перспективных авиакосмических систем. Предложения по проекту масштабируемого летного демонстратора // Научная дискуссия: вопросы технических наук. сб. ст. по материалам LV междунар. научн.-практ. конф. № 2 (42). М.: Интернаука, 2017. С. 41–54.

ВОПРОСЫ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ ПРОЕКТОВ

Ю.А. Матвеев

matveev_ya@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва

Успешное освоение космического пространства обусловлено, прежде всего, решением вопросов обеспечения безопасности. Реализация новых космических проектов, несомненно, потребует расширения работ в этом направлении. Остановимся в данном случае на некоторых аспектах обеспечения безопасности при выполнении космических миссий.

Различают вопросы внешней (часто называют экологической безопасности) и внутренней безопасности. Основная позиция при решении любых вопросов безопасности — это реализация принципа гарантированного результата, исключения действий, которые бы привели к отклонению от расчетных условий (т.н., штатной ситуации). Обеспечивается это введением комплекса нормативных мер на всех стадиях реализации проекта, разработкой системы контролирующих мероприятий.

Так как при реализации новых проектов предвидеть все возможные изменения «среды» практически невозможно, то для обеспечения безопасности КА формируют специальную системы обеспечения безопасности, задача которой вести упреждающий анализ состояния и динамики рассматриваемого объекта, предупреждать возможные выходы системы за зону безопасности, проводить разработку мер по парированию угроз, находить пути выхода из опасной ситуации. От того как построена такая система обеспечения безопасности и как она успешно функционирует часто зависит успех миссии.

Рассматривается проблема определения системной безопасности (безопасности сложных ОТС) как состояния, при котором выполняются принципы существования и развития систем. Обсуждается возможность получения количественной оценки уровня безопасности. Представлена методика оценки безопасности при проектировании, при выборе схемных решений и рациональных параметров объектов космической техники. На примере проекта МКС приводятся данные оценки уровня безопасности и динамики этого уровня при эксплуатации.

Обсуждаются особенности решения задач проектирования техники и космических миссий с учетом требований безопасности реализации проекта, схемы их решения. Отмечена необходимость прогностического, упреждающего характера исследований безопасности при реализации космических проектов.

ЗАДАЧА ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЦИОНАЛЬНОЙ ПРОГРАММЫ МОДЕРНИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ В ПЛАНИРУЕМЫЙ ПЕРИОД

Ю.А. Матвеев

matveev_ya@mail.ru

В.А. Ламзин

8465836@mail.ru

В.В. Ламзин

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва

При изменении условий эксплуатации, целевой нагрузки, требований информационного обеспечения, продления сроков эксплуатации космической системы (КС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) возникает проблема ее модернизации.

Модернизация КС ДЗЗ связана с внесением изменений (замена подсистем или добавление новых подсистем) в базовую систему с целью повышения ее технико-экономической эффективности при новых условиях использования, что подтверждается разработкой ряда космических программ. Определение рациональной программы модернизации (числа, сроков и состав замены подсистем) космической системы в планируемый период в основном зависит от состава и параметров заменяемых подсистем. Предполагается, что решение задачи определения рациональной программы модернизации позволит обоснованно подходить к определению рациональных характеристик техники и технологии космических средств ДЗЗ, целенаправленно вести работу по развитию технологической базы производства и представляет не только научный, но и практический интерес.

В докладе рассматривается задача определения рациональной программы модернизации КС ДЗЗ в детерминированной постановке. Задача формулируется в следующем виде: при заданной целевой нагрузке и векторе параметров наземного сегмента определить рациональную программу модернизации проекта КС ДЗЗ с оптико-электронной целевой аппаратурой с тем, чтобы эффективность системы была не ниже заданной, а суммарные приведенные затраты на модернизацию проекта системы в планируемый период были минимальными.

В основу решения задачи положена схема двухуровневого управления разработкой, двухуровневая модель проектных исследований и статистический метод двухуровневой согласованной оптимизации [1–3]. При постановке задачи используется укрупненная структура космической системы, состоящая из космического и наземного сегментов. В качестве объекта космического сегмента выступает космический

аппарат (КА) или орбитальная группировка КА. Характеристики наземного сегмента, объектами которого выступают ракетно-космический комплекс, из состава которого выведен КА, наземный комплекс управления, наземный комплекс приема, обработки и распространения информации.

Предложена методика исследований, включающая алгоритмы решения основной и частных задач, основные соотношения проектных моделей. Вектор варьируемых параметров включает параметры модификации КА, причем, параметры базового КА известны. Рассматриваемый временной интервал больше временного интервала существования базовой системы. Критерий поиска решения задачи — суммарные приведенные затраты на реализацию программы модернизации КС ДЗЗ. На суммарные затраты влияют сроки реализации проекта, сроки восполнения системы и проведения ее модернизации, длительности периодов разработки, создания и эксплуатации. Сроки разработки, например, зависят от новизны проекта, программы отработки и обеспечения надежности.

При формировании исходных данных на реализацию проекта создания оптико-электронной КС ДЗЗ при модернизации в планируемый период использовались известные показатели прототипов [1, 4]. В результате проведенных исследований на модельном примере проведена оценка параметров модификаций КА и определена рациональная программа модернизации системы в планируемый период при наличии технико-экономических ограничений и условий применения системы. Полученные на модельном примере оценки технических характеристик модификаций КА могут быть использованы для детального анализа эффективности существующих и перспективных космических систем ДЗЗ с целью прогнозирования их развития, расширения области применения, продления сроков использования.

Литература

- [1] Матвеев Ю.А., Ламзин В.А, Ламзин В.В. Основы проектирования модификаций космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. М.: Изд-во МАИ, 2015. 176 с.
- [2] Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Метод прогнозных исследований эффективности модификаций КА при комплексной замене подсистем // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 53–59.
- [3] Матвеев Ю.А., Ламзин В.В. Космические системы дистанционного зондирования Земли: состояние и перспективы развития // Полет. 2007. № 5. С. 31–37.
- [4] Гарбук С.В., Гершензон В.Е. Космические системы дистанционного зондирования Земли. М.: Издательство А и Б, 1997. 296 с.

СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С РАДИОЛОКАТОРАМИ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ АНТЕННЫ

К.С. Михайлова

В.А. Ламзин

В.В. Ламзин

kanir@yandex.ru

8465836@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва

Космическая информация, получаемая с космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) широко применяются для решения различных прикладных

и социально-экономических задач, каждая из которых выдвигает свои специфические требования к характеристикам снимков и съёмочной аппаратуре. Современные радиолокаторы с синтезированной апертурой антенны (РСА), установленные на борту КА, имеют огромные информационные возможности при совершенствовании способов дистанционного зондирования, алгоритмов и технических средств обработки и интерпретации информации, элементной базы, использовании нанотехнологий для непрерывного отслеживания динамических процессов природного и техногенного характера, контроля состояния экосистем и мониторинга. Несмотря на сложность и высокую стоимость КА с РСА, их разработка и эксплуатация позволяют решать множество важных задач, зачастую доступных только лишь этому способу дистанционного зондирования. В докладе проведен анализ состояния существующих отечественных и зарубежных КС ДЗЗ с РСА, который показывает общие направления модернизации существующих и создания перспективных систем: расширение функциональных возможностей системы с целью увеличения количества и повышения качества предоставляемой пользователям информации; дальнейшее повышение разрешающей способности; широкое внедрение методов многопозиционного зондирования с получением трехмерных радиолокационных портретов объектов, детально выявляющих их форму; повышение точности привязки получаемого радиолокационного изображения к объектам на местности; снижение мощности электропотребления, повышение надежности и срока активного существования бортовых систем, КА и космической системы в целом; разработка и реализация многофункциональных интегрированных космических систем для достижения оптимальной структуры и характеристик комплекса приема, передачи, обработки и предоставления потребителям космической информации; сокращение сроков разработки и создания новых космических систем ДЗЗ (до 2–2,5 лет); снижение массовых и габаритных характеристик целевой аппаратуры: съёмочной, обработки информации, передачи информации по радиоканалу; увеличение числа задач, решаемых малоразмерными КА; создание на базе малоразмерных КА, адаптированных для решения различных задач потребителей, перспективных высокорентабельных космических систем.

ОСОБЕННОСТИ КРУПНОМАСШТАБНОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ КВАЗАРОВ И ВОЗМОЖНОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ МАТЕРИИ МЕЖДУ ПАРАЛЛЕЛЬНЫМИ ВСЕЛЕННЫМИ В СООТВЕТСТВИИ С ТЕОРИЕЙ ГИПЕРВСЕЛЕННОЙ

Р.В. Хачатуров

rv_khach@yahoo.ie

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

Изложены основные положения теории Гипервселенной и вытекающие из нее законы. На основе этой теории объяснена природа Гравитации и особенности наблюдаемого распределения массивных Черных Дыр и Квазаров в крупномасштабной структуре Вселенной. Показана теоретическая возможность неразрушающего перемещения материальных объектов между параллельными Вселенными при помощи локального искривления пространства.

ТРАНСПОРТНАЯ СИСТЕМА ЗЕМЛЯ–ЛУНА НА ЯДЕРНОМ РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ

А. Тахмазян

Д. Ратников

А. Свиридова

В. Ким

А. Ведников

А. Глушков

Д. Ермохин

В.И. Флоров (научный руководитель)

vi-florov@mail.ru

Королёвский колледж космического машиностроения и технологии
Финансово-технологической академии, Королёв, Московская обл.

Можно выделить три типа транспортных систем для осуществления операций на трассе Земля–Луна:

– транспортная система на химических ракетных двигателях (высококипящих и низкокипящих);

– транспортная система на электроракетных двигателях (ионные двигатели и другие двигатели электроракетного разгона). В этих системах применяют в качестве источника энергии солнечные (прямого или через механический преобразователь и электрический генератор) или атомные генераторы и турбины замкнутого цикла и электрический генератор;

– транспортная система на ядерных двигателях с применением тепловых ядерных реакторов в качестве источника энергии. В качестве рабочего тела здесь применяют какой-либо теплоемкий материал: водород, вода и другие.

В соответствии с применяемой двигательной установкой будет формироваться траектория движения транспортной системы. Общей задачей такой системы является доставка грузов с Земли (с опорной орбиты Земли) на Луну (на опорную орбиту Луны) через точку либрации L1.

Для первой системы такая операция возможна при больших тяговооруженностях (порядка единицы) и хорошо обсчитывается баллистически по так называемому эллипсу Гомана. Это двухимпульсный переход с импульсами на опорной орбите Земли и в точке либрации. Для нас более интересным является переход с низкой тяговооруженностью по спиральной траектории, что соответствует второму и третьему случаю. В каждой точке такой траектории можно допустить величину тангенциальной скорости, равную круговой скорости спутника. Разгон продолжается до значения полной энергии аппарата и момента его количества движения, характерной для оскулирующей точки либрации орбиты. Наиболее близкой к реальности такая орбита может считаться для случая два. Этот случай исследован у нас в инженерной записке, выполненной нами ранее. Для случая три эта орбита будет иметь меньшую степень приближения, но, тем не менее, для оценочных расчетов мы будем ее использовать.

В презентации к этим тезисам мы рассмотрели этот случай и свели расчеты в удобную для обсуждения форму. Критерием наших оценок является относительный полезный груз. Это параметр, зависит от тяговооруженности через уравнение весового баланса. Поэтому мы приводим результаты наших исследований в параметрическом виде в зависимости от тяговооруженности.

ВОПРОСЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЦИОНАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА МОДУЛЬНОГО ТИПА

М.Д. Крючков

matveev_ya@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва

В последнее время участились публикации о средствах доставки модульного типа, обострились вопросы необходимости увеличения числа одновременно доставляемых полезных нагрузок. В литературе освещаются вопросы формирования облика изделий с применением модульного принципа в облике полезной нагрузки. Целесообразно рассмотреть следующий шаг — определить эффективные проектно-конструкторские решения при применении модульного принципа в изделии в целом.

Одной из задач, решаемых на этапе проектирования, является выбор рационального соотношения масс топлива как между составными частями ЛА, так и выбор массы топлива элементов, входящих в состав полезной нагрузки. При различном количестве и массе модулей полезной нагрузки, зависимость дальности доставки от массы топлива двигательной установки, входящей в состав полезной нагрузки имеет четко выраженный максимум. Аналогичное исследование было проведено и для ЛА, основные части которого так же построены по модульному принципу.

В качестве критерия был задан максимум дальности доставки, при этом введены следующие внешние ограничения: на стартовую массу, внешние габариты, массу и габариты полезной нагрузки каждого модуля полезной нагрузки, максимальную продольную перегрузку. Варьировались основные параметры двигательных установок ЛА, (такие как масса топлива, время работы, давление в камере и диаметр) и масса топлива двигательной установки модульной полезной нагрузки.

По итогам исследований на модельном примере было определено, что для изделия модульного типа так же имеет место локальный оптимум зависимости дальности доставки от массы установки модульной полезной нагрузки, и его необходимо учитывать при определении проектных параметров ЛА модульного типа.

КОСМИЧЕСКОЕ ПРОИЗВОДСТВО ИНФОРМАЦИИ — НОВОЕ НАПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

Г.А. Щеглов

shcheglov_ga@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматривается новый аспект освоения космического пространства человеком — производство информации в космосе. Показано, что размещение на орбите дата-центров и высокопроизводительных суперкомпьютеров является стимулом к развитию космической энергетики. Высокая цена информационных продуктов позволяет говорить о создании нового актуального сегмента космического рынка. Рассмотрены основные тенденции и технологические задачи связанные с развитием данного направления.

Существующие направления освоения космического пространства, прежде всего околоземного, включают в себя такие отрасли космической информатики, как передача информации при помощи спутников связи и получение информации при помощи

космических аппаратов научного назначения и дистанционного зондирования Земли. Также известны направления освоения космического пространства, связанные с космическим производством материалов для нужд земной промышленности и переработкой материалов, необходимой для строительства космических поселений. Отдельным направлением является космическая энергетика [1].

Указанные направления имеют некоторые ограничения, препятствующие их развитию и коммерциализации. Так космическое производство требует развития затратной транспортной инфраструктуры для обеспечения логистики материальных потоков. Космическая энергетика предполагает, что основные потребители энергии находятся на Земле, что требует развития потенциально опасных технологий передачи энергии на большие расстояния [2]. Космическая информатика в настоящее время сосредоточена только на процессах получения и передачи данных, но не на процессах их переработки. Переработка все больших объемов информации осуществляется в наземных дата центрах, которые с каждым годом потребляют все больше энергии (часть которой предлагается производить на космических электростанциях) и превращают ее практически полностью в тепло, способствуя процессам глобального потепления. Например, суперкомпьютер Ломоносов производительностью 1,3 петафлопса потребляет 2,8 МВт электроэнергии и выделяет такую же тепловую мощность.

Вместе с тем современный уровень развития вычислительной техники позволяет эксплуатировать компьютеры в условиях космического пространства. Таким образом, появляется возможность перенести энергозатратные процессы обработки информации в космос и создать для солнечных электростанций новый класс потребителей энергии, что исключит необходимость передачи энергии на Землю.

Как вид космического производства производство информации представляется крайне выгодным, поскольку не требует организации материальных потоков, а требуется только организация надежных высокоскоростных каналов связи.

Высокая стоимость информационных услуг: хостинга, облачных сервисов, распределенных вычислений делает космическое производство информации потенциально высоко rentable новым сегментом рынка космических услуг. В настоящее время в мире имеется уже несколько коммерческих стартапов, предполагающих извлекать выгоду от размещения сайтов на северах космического базирования и от производства криптовалют [3].

В докладе представлен обзор существующих проектов в области космического производства информации. Обсуждаются различные аспекты развития данного нового направления освоения космического пространства и его возможное влияние на устойчивое развитие общества. Также представлены некоторые подходы к проектированию космических аппаратов в качестве целевой аппаратуры суперкомпьютеры.

Литература

- [1] Улубеков А.Т. Богатства внеземных ресурсов. М.: Знание, 1984. 256 с.
- [2] Грилихес В.А. Солнечные космические энергостанции. Л.: Наука, 1986. 182 с.
- [3] Официальный сайт компании SpaceChain. URL: <https://spacechain.com/> (дата обращения 27.09.2018).



КОСМОНАВТИКА И КУЛЬТУРА

КОСМИЗМ «АМАРАВЕЛЛЫ» В НАУЧНОМ И ПОЭТИЧЕСКОМ ТВОРЧЕСТВЕ Ю. В. ЛИННИКА

Н.В. Линник

gorniza_makosch@mail.ru

ФГБОУ ВО «Петрозаводский государственный университет»

В докладе представлен анализ научных идей философа и поэта Ю.В. Линника в аспекте русского космизма. Раскрывается значимость работ философа в исследовании творчества художников-космистов группы «Амаравелла».

Ключевая тема научного и поэтического творчества Ю.В. Линника — онтологическая связь человека и космоса. Ю.В. Линник является одним из ученых, изучавших влияние идей философии космизма на русское искусство XX века. Особое значение имеют его работы, посвященные творчеству художников-космистов группы «Амаравелла».

Художественная группа «Амаравелла» начала формироваться в 1923 году. В ее состав входили П.П. Фатеев, С.И. Шиголев, В.Т. Черноволенко, А. П. Сардан, Б.А. Смирнов-Русецкий.

Истоками изучения Ю.В. Линником творчества «Амаравеллы» послужили его научные интересы в области истории искусства, русской философии и эстетики природы.

Одна из его первых статей об «Амаравелле» была издана в 1977 году и называлась «Образ Вселенной» (о Б.А. Смирнове-Русецком). Всего о художниках-космистах Ю.В. Линником было написано около 100 статей и книг, стихов и венков сонетов.

По инициативе философа в 1989 году состоялась первая выставка работ мастеров из его коллекции в Музее изобразительных искусств Республики Карелия. Многочисленны выступления Ю. В. Линника на всероссийских и региональных конференциях по философии космизма и истории русского авангарда.

Методами научного исследования группы «Амаравелла» стали: сбор биографических сведений, беседы и интервью с друзьями и родственниками, анализ и систематизация художнического наследия.

Среди основных направлений философского осмысления Ю. В. Линником группы «Амаравеллы» можно выделить следующие: истоки русского космизма в народном искусстве; творчество художников-космистов в контексте научных открытий и культурного развития России начала XX века; жизненные пути и судьбы мастеров; философия космизма и «Амаравелла»; русский авангард и русский космизм и другие.

Своеобразным итогом научного и поэтического творчества Ю. В. Линника стало создание в конце 80-х годов XX века Музея Космического искусства им. Н. К. Рериха.

В своих работах Ю.В. Линник выявил научное, художественное и духовное значение работ художников «Амаравеллы». По его мнению, «Амаравелла» смогла поднять такие сложные вопросы бытия как: место человека во Вселенной, творческая эволюция разума, смерть и бессмертие.

Ю.В. Линник подчеркивал, что эстетические искания художников-космистов вдохновлялись научными открытиями в области физики и астрономии начала XX века, иде-

ями синтеза искусств Н.А. Скрябина и В. В. Кандинского, философскими взглядами Н.Ф. Федорова, К.Э. Циолковского, В. И. Вернадского и А. Л. Чижевского.

Одному из направлений, которому посвящен анализ философом творчества мастеров «Амаравеллы» — мысль о бесконечности мироздания, которая призвана возвысить человека, дать новый импульс для развития ноосферы.

В научных трудах и поэзии Ю.В. Линника значительное место занимает проблема о возможностях диалога с представителями иных звездных миров, которая перекликалась с работами группы. Ключом для понимания смысла работ художников-космистов явилась параллельная вселенная цветов и насекомых Земли.

Среди новаторских исканий «Амаравеллы», которые раскрыл Ю. В. Линник, стала идея духовного и эстетического аспекта освоения человеком космоса. Философ отмечал, что мастера никогда не увлекались технической стороной вопроса, но считали, что ресурсы преодоления времени и пространства находятся в самой природе человека.

Особая тема творчества «Амаравеллы», которую исследовал Ю.В. Линник — взаимосвязь любви и космической эстетики. По утверждению ученого, именно космос питает чувство прекрасного в человеке, формирует осознание сопричастности со всем мирозданием через любовь.

Ю.В. Линник раскрыл своеобразие живописного языка группы «Амаравелла», который создавался в русле новаций русского искусства начала XX века и вобрал в себя ряд противоположностей: формальность и содержательность, геометризация и образность, анализ и чувство.

Ю.В. Линником был собран большой архив писем, воспоминаний, публикаций о художниках «Амаравеллы», который стал неотъемлемой частью вклада ученого в сохранение и исследование уникального направления русского авангарда.

КОСМИЧЕСКИЕ ПРОИЗВЕДЕНИЯ И.А. ЕФРЕМОВА В КОНТЕКСТЕ ИСТОРИИ СТРАНЫ

А.И. Константинов

noogen@inbox.ru

В докладе анализируется влияние творчества ученого и писателя Ивана Антоновича Ефремова, связанного с темой космоса, на формирование мировоззрения целого поколения людей, их понимания космического будущего как единственного пути сохранения цивилизации.

Творчество выдающегося ученого, писателя и социального мыслителя Ивана Антоновича Ефремова (1908–1972) повлияло на целые поколения советских людей. Невозможно представить интеллектуальную атмосферу нашей страны в 60-е годы, изъев из нее фигуру Ефремова, — без него эта атмосфера была бы несравненно беднее.

В 1959 году академик В.П. Глушко писал Ивану Антоновичу:

С волнением, как зачарованный вновь прочитал Вашу «Туманность Андромеды». Показать картину будущей жизни человечества так разносторонне, с таким научным предвидением, так увлекательно, как это сделали Вы, подстать только выдающемуся писателю научно-фантастического жанра. Будущее многих представителей молодого поколения определялось талантливыми сочинениями Жюль Верна, производящими неизгладимое впечатление на юные души. Ваше сочинение — это прекрасный подарок юношеству. Пусть наша молодежь читает Вашу книгу, приоткрывающую завесу над заманчивым, зовущим будущим... [1, с. 63].

Из статьи Ю.А. Гагарина в «Правде» от 26 мая 1961 года:

В библиотеке появилась новая книга: «Туманность Андромеды» Ивана Ефремова, пронизанная историческим оптимизмом, верой в прогресс, в светлое коммунистическое будущее человечества. У себя в комнате мы читали ее по очереди. Книга нам нравилась. Она была значительнее научно-фантастических повестей и романов, прочитанных в детстве. Нам полюбили красочные картины будущего, нарисованные в романе, нравились описания межзвездных путешествий, мы были согласны с писателем, что технический прогресс, достигнутый людьми спустя несколько тысяч лет, был бы немыслим без полной победы коммунизма на Земле [1, с. 63].

Авиаконструктор П.В. Цыбин рассказывал об С.П. Королёве:

Дома у Сергея Павловича... я видел и книги И.А. Ефремова. Однажды Сергей Павлович неожиданно вышел ко мне с книгой — это было «Лезвие бритвы» — и спросил меня: «Ты читал эту книгу?» Я говорю: «Нет, не читал». — «Обязательно прочти! Здесь есть над чем подумать» [2].

Космонавт В.И. Джанибеков подарил писателю свою фотографию, надписав ее: «Ивану Антоновичу Ефремову, определившему мою судьбу». Сам космонавт вспоминал:

Мечта в человеке не рождается сама по себе. Мечта воспитывается. Одним из главных воспитателей моей мечты стал писатель-фантаст Иван Ефремов. Я помню, какое потрясение испытал еще мальчишкой, когда прочел «Туманность Андромеды». Чистота ефремовских героев, их благородная устремленность к высоким свершениям — вот что пленяет меня... [2].

Из письма выдающегося педагога В. А. Сухомлинского И. А. Ефремову:

Я давний поклонник Вашего творчества. Может быть, вы не поверите, но это так: «Туманность Андромеды» я прочитал четыре раза. Это не пристрастие к фантастике, а стремление еще и еще раз пережить, перечувствовать глубину мыслей, которых у Вас обилие и в строках, и между строками...

Ваша фантастика восхищает своей правдивостью. Я влюблен в Ваших людей будущего — честных, правдивых, ярких, «сильно выраженных» [3, с. 1180].

В то же время идеи И.А. Ефремова не были в должной мере востребованы при его жизни — очевидно, не пришло время (иначе история второй половины XX века сложилась бы по-другому). Они сохраняют актуальность сегодня и, вероятно, сохраняют ее в ближайшем будущем. Проследим развитие этих идей по литературным произведениям писателя. При этом мы ограничимся преимущественно произведениями, связанными с темой космоса, поскольку космическое будущее человечества — ключевой элемент мировоззрения их автора.

Первые рассказы Ивана Антоновича были опубликованы во время Великой Отечественной войны — в 1944 году. Тогда же им написана повесть «Звездные корабли», напечатанная тремя годами позже. В ней впервые были высказаны идеи о космической эволюции человека, которые автор позже развивал в других произведениях.

Действие повести разворачивается после войны, в 1946 году (напомним, что написана она в 1944-м, когда война еще не закончилась). Сюжет строится вокруг обнаруженного палеонтологами свидетельства посещения Земли космонавтами из другой звездной системы, произошедшего около 70 млн лет назад. Пожалуй, это первое произведение в нашей литературе, затрагивающее тему межзвездных перелетов.

Автор утверждает идею о множественности населенных миров в космосе (как известно, в свое время об этом же говорил Джордано Бруно):

...Так как число звезд во Вселенной бесконечно велико, то и число планетных систем чудовищно. Следовательно, считать дальше, что жизнь есть исключительная прерогатива Земли, не приходится. Смело можно сказать, что во Вселенной есть обитаемые миры. Утверждаю не менее твердо, что повсюду жизнь продельвает путь эволюционного развития и, следовательно, вполне возможно появление мыслящих существ.

С этой идеей тесно связана другая — об антропоморфности разумной жизни, обусловленной узким коридором граничных условий, в которых происходит эволюция. В дальнейшем эта идея будет развита в повести «Сердце Змеи» (1958) и в научно-популярной статье «Космос и палеонтология» (1967).

Форма человека, его облик как мыслящего животного не случаен, он наиболее соответствует организму, обладающему огромным мыслящим мозгом. Между враждебными силами Космоса есть лишь узкие коридоры, которые использует жизнь, и эти коридоры строго определяют ее облик. Поэтому всякое другое мыслящее существо должно обладать многими чертами строения, сходными с человеческими, особенно в черепе.

Как эволюционист, автор «Звездных кораблей» понимал, что разумная жизнь, развившись, выйдет за пределы родной планеты и устремится в космос, здесь Ефремов особенно близок Циолковскому с его знаменитым афоризмом о невозможности вечно жить в колыбели. Один из героев повести размышляет:

У нас на Земле и там, в глубинах пространства, расцветает жизнь — могучий источник мысли и воли, который впоследствии превратится в поток, широко разлившийся по Вселенной. Поток, который соединит отдельные ручейки в могучий океан мысли.

Позже, уже в романе «Лезвие бритвы», Ефремов изложит те же мысли более поэтично, высказав их от имени индийского ученого: «Впереди будут миллионы и миллиарды молний, которые заставят отступить бесконечную ночь и, сливаясь воедино, придадут мощь бессмертия череде познающих вселенную поколений».

Естественно, цивилизации, вышедшие в межзвездный космос, мыслились автору как коммунистические (в марксистском смысле этого слова) — они преодолели социальные антагонизмы, переросли индивидуальный и групповой эгоизм, разобщенность на отдельные государства и политические блоки. «Наши потомки разберут это дело, когда исчезнут проклятые эти границы», — говорит герой повести, получив отказ на организацию зарубежной экспедиции. Не обошлось без курьезов: во время обсуждения «Звездных кораблей» на заседании Союза писателей СССР автору был брошен упрек: как он посмел (!) предположить существование где-то в иных мирах коммунистического общества на 70 миллионов лет раньше, чем у нас на Земле! [3, с. 1296].

Наконец, в «Звездных кораблях» появляется мысль о фундаментальном научном подходе к подготовке людей будущего, по своим индивидуальным физическим и психическим качествам способных, в том числе, к освоению космоса.

И не стоит преуменьшать значение нашей науки (палеонтологии — А.К.), — говорит один из героев повести. — Ее «завтрашний день» дальше, чем у других отраслей знания, она сделается необходимой позже других, но сделается, когда мы сможем вплотную взяться за человека... Понять биологию человека по-настоящему без изучения всей эволюционной лестницы нельзя.

Роман «Туманность Андромеды» был написан в 1955–1956 гг. Его первая — журнальная — публикация в 1957 г. «синхронистично» (используя этот юнгианский термин) совпала с запуском первого искусственного спутника Земли и началом «оттепели» в СССР. Роман положил начало культурному феномену, известному как послевоенная советская научная фантастика. Он оказал огромное воздействие на общество, был переведен на четыре десятка языков, многократно переиздавался и продолжает активно переиздаваться сегодня (вз изданий последних пяти лет см., например [4–6]).

Действие романа «Туманность Андромеды» разворачивается в далеком будущем — в четвертом тысячелетии. Мысли, впервые высказанные автором в «Звездных кораблях», в романе развиты до идеи Великого Кольца — сообщества разумных цивилизаций Галактики.

Дополнением к «Туманности Андромеды» стала повесть «Сердце Змеи» («Сог Serpentis»), написанная в 1958 году. Повесть представляет собой полемический ответ

на рассказ североамериканского писателя-фантаста Мюррея Лейнстера «Первый контакт». В ней земные звездолетчики далекого будущего обсуждают этот рассказ:

Большинство говорило о полном несоответствии времени действия и психологии героев. Если звездолет смог удалиться от Земли на расстояние четырех тысяч световых лет всего за три месяца пути, то время действия повести должно было быть даже позднее современного. Никто еще не достиг таких глубин космоса. Но мысли и действия людей Земли в повести ничем не отличаются от принятых во времена капитализма, много веков назад!

Огромные энергии, которыми должно овладеть общество для межзвездных путешествий, налагают на него требование высокой социальной организации и соответствующего уровня духовно-этического развития, несовместимого с психологией капитализма. Цивилизации, не соответствующие этому требованию, приходят к самоуничтожению. Позже, в романе «Час Быка», Ефремов назовет эту закономерность «Порогом Синед Роба» (анаграмма имени британского футуролога Дениса Габора, с которым Ефремов переписывался [3, с. 568–570]).

В шестидесятые годы Ефремов обращается к социальной тематике современного мира. Роман «Лезвие бритвы» (1963) развивает обозначенную в «Звездных кораблях» мысль о том, что человечеству предстоит научно «взяться за человека». О межзвездных путешествиях в романе говорится как об очень далекой перспективе, доступной подготовленным людям — жителям благоустроенной планеты. «Есть только один настоящий путь в космос — от избытка сил, с устроенной планеты на поиски братьев по разуму и культуре». В романе «Час Быка» (1967) все более глубокое проникновение человека к корням материи требует от него развития способностей, считающихся сегодня «паранормальными».

Роман «Час Быка» стал откликом на тревожные тенденции, нарастающие в мире со второй половины 60-х. Ефремов пишет о «гангстеризующемся капитализме» и «муравьином лжесоциализме» как двух сходящихся крайностях, об экологической угрозе, а в письме североамериканскому коллеге палеонтологу Эверетту Олсону в 1971 году говорит о наступлении «технической монокультуры» как «величайшем бедствии за всю историю человечества» [3, с. 1247]. Доведенные до предела, эти тенденции воплотились в цивилизации планеты Торманс, с которой в романе встречаются звездолетчики с коммунистической Земли. Здесь мы видим дальнейшее развитие идей автора: теперь он говорит о существовании эволюционных тупиков на пути восхождения человечества и предупреждает о них.

Подводя итог, обозначим следующие вехи в послевоенной истории страны:

1. Победа в Великой Отечественной войне, послевоенное восстановление и надежды на лучшее будущее.
2. Преодоление сталинизма, энтузиазм «оттепели», открытие дороги в космос.
3. Постепенное сворачивание «оттепели», отказ от лунной программы, нарастающие энтропийные процессы (как отражение общемировых тенденций) с последующей катастрофой.

В рассмотренных произведениях И. А. Ефремов дает масштабные — на уровне эволюции человечества — ответы на запросы, чаяния и проблемы этих исторических вех.

Сегодняшний кризис цивилизации, по большому счету, имеет три возможных исхода. Один — «вниз», через тотальное разрушение основ жизни и культуры. Второй — «вбок», в эволюционный тупик, подобно планете Торманс из «Часа Быка». Третий — «вверх», к разумной организации во всех смыслах благополучной жизни на Земле и к космическому будущему. Понимание общности судьбы человечества, его высокого космического предназначения, осознанный подход к формированию человека — все то, о чем писал Ефремов, — необходимы для выбора наиболее благоприятного пути.

Литература

- [1] Боровишки Э.Н., Гречко Г.М. Иван Антонович Ефремов // Земля и Вселенная. 1977. № 5. С. 63.
- [2] Чудинов П. К. Иван Антонович Ефремов. М., 1987. С. 183.
- [3] Переписка И. А Ефремова. М.: Вече, 2016. С. 1180.
- [4] Ivan Efremov. A Nebulosa de Andrômeda. São Paulo, PoloBooks, 2014.
- [5] Iván Efrémov. La Nebulosa de Andrómeda. Buenos Aires, Suma Quamaña, 2015
- [6] Иван Ефремов. Туманность Андромеды. Роман, повести. М.: Престиж-БУК, 2018.

КУДА ПОЗВАЛА АЭЛИТА

Г.И. Тищенко

tishchenko06@mail.ru

В докладе приводятся рассуждения автора, занимающегося последние 36 лет кинорежиссурой в области создания космических мультипликационных фантастических фильмов, по поводу формирования сознания, приоритетов и идеалов у детей, начиная со школьного возраста.

Что смотрят дети в первые годы своей жизни? Мультфильмы. Именно они формируют сознание, приоритеты и идеалы на всю оставшуюся жизнь. А наша мультипликация с начала девяностых годов, можно сказать, прекратила свое существование. Все каналы наводнены преимущественно американскими, японскими, или европейскими мультфильмами. За последние двадцать восемь лет мы потеряли минимум два поколения, изолированных от информации о нашем славном космическом прошлом!

Подготавливать детей к тому, чтобы они хотели заниматься исследованиями космоса и космическими полетами, нужно с дошкольного возраста. И помочь в этом могут мультфильмы и детские научно-фантастические и научно-популярные книжки. В середине 90-х я снял мультфильмы «Амба» и «Амба-2». Амба расшифровывается как автоматическая биоархитектура. Поскольку по первой специальности я архитектор, я думал о том, какой будет космическая архитектура будущего. Учитывая достижения генетики, я описал, как будет происходить создание городов на других планетах и терраформирование этих планет.

Сегодня, к сожалению, детская научная фантастика никому не нужна. Процветает фэнтэзи, да к тому же еще, преимущественно, зарубежное. Драконы, вампиры, ожившие мертвецы, зомби, гоблины — вот чем забиты головы наших детей. Но если мы хотим, чтобы Россия и вся наша цивилизация выжила, мы должны понимать, что только дальнейшее развитие космонавтики способно нам помочь в этом. А будущие кадры надо готовить с детства.

В 2019 году исполняется 95 лет со дня мировой премьеры фильма Якова Протазанова «Аэлига». Это был один из немногих отечественных фильмов, пользовавшийся мировым признанием. С него началась русская кинофантастика. Этот юбилей — неплохой повод для того, чтобы привлечь внимание общественности к Марсианскому Проекту, над которым в нашей стране работают сотни энтузиастов. Кстати, «Марсианский проект Сергея Павловича Королёва» по словам Владимира Евграфовича Бугрова, конструктора межпланетного корабля, который должен был доставить советских космонавтов на Марс, тоже назывался «Аэлига». А один из ближайших сотрудников Королёва Борис Евсеевич Черток не раз заявлял, что «в космос его позвала Аэлига». Причем он имел в виду именно фильм Якова Протазанова.

«Видимый в последний раз свет звезды» — так переводится имя Аэлига с марсианского языка, придуманного Алексеем Толстым. Поэтично и печально! В том же

1924 году состоялась премьера первого нашего фантастического мультфильма «Межпланетная революция». Первоначально кадры из мультфильма должны были войти в фильм Протазанова, но из-за стилистического разнобоя от этого отказались. Конечно, сегодня нам, избалованным компьютерными спецэффектами, фильм Якова Протазанова и мультфильм Николая Ходатаева и его товарищей кажутся наивными. Однако пример воздействия Аэлиты на юного Бориса Чертока и тысяч его сверстников, мечтавших о полетах на Луну и Марс, говорит о многом.

Журнальный вариант романа Алексея Толстого, с подзаголовком «Закат Марса», был опубликован в 1922 — 1923 годах в журнале «Красная новь». В 1923 году в Лейпциге роман «красного графа» вышел отдельной книгой. Это было единственное издание романа со старой орфографией.

За последние годы я снял цикл фильмов под общим названием «Зачем нам нужен этот космос?». Многие астрономы и деятели космонавтики, у которых я брал интервью, признавались, что стали учеными, конструкторами и космонавтами в немалой степени под влиянием литературной и кинематографической фантастики. Космонавт Александр Иванович Лазуткин рассказал о том, какое огромное впечатление произвел на него в детстве фильм «Туманность Андромеды». Именно после просмотра этого фильма маленький Саша Лазуткин, пристрастился к научной фантастике и принял решение стать космонавтом.

Огромную роль в воспитании будущих ученых, конструкторов и космонавтов играла в СССР система дополнительного образования. В кружках юных космонавтов, астрономов, биологов и т. д. воспитывались и получали первоначальную подготовку десятки тысяч школьников, ставших, со временем, творцами научно-технической революции. Все связанные с исследованием и освоением космоса академики, доктора наук и профессора, у которых я брал интервью, с благодарностью вспоминали о своей учебе в подобных кружках при планетариях, дворцах культуры и домах пионеров. К счастью, в наши дни появляются общественные и частные организации, пропагандирующие дальнейшее исследование космоса.

В процессе перестройки и становления нового общества выросло уже не одно поколение, воспитанное в духе общества потребления. О дисгармоничности такого общества предупреждали многие отечественные и зарубежные фантасты. Одна из повестей братьев Стругацких так и называлась «Хищные вещи века». О кризисе олигархической системы, ведущей к разрушению среды обитания, писал в своем романе «Час быка» и наш знаменитый ученый и писатель Иван Антонович Ефремов.

Прошлый год был богат на юбилеи, в отечественном искусстве, связанном с космосом. 95 лет назад, в 1923 г. четыре художника — Петр Фатеев, Вера Пшесецкая (Руна), Александр Сардан и Борис Смирнов-Русецкий — образовали группу «Квадрига» которая позднее, после того, как к ним присоединились Сергей Шиголов и Виктор Черноволенко, стала называться «Амаравелла». Название это придумал Александр Сардан. В переводе с санскрита это слово может означать и «обителев бессмертных», и «ростки бессмертия», и «несущий свет». Перед нами — эволюционное кредо Фатеева. Своей картиной он утверждает: адаптивные возможности человека настолько велики, что, в принципе, он может существовать в открытом космическом пространстве.

В наши дни становится все более популярным трансгуманизм, цель которого сделать человека, практически, бессмертным. Средства для достижения этой цели предполагаются разные, это и использование современных достижений биологии, медицины и генетики, и киборгизация, но факт остается фактом: идеи, высказанные почти 120 лет назад Циолковским и отраженные в картине почти 100 лет назад Фатеевым сегодня уже пытаются воплотить в жизнь.

Да, сорок девять лет назад мир двухтысячного года был миром будущего, но художники, в меру своих сил и таланта, пытались изобразить, каким он может быть, этот

мир. Увы, освоение других планет оказалось делом более трудным, чем предполагалось: на Луне нет не только выставочных залов, но и поселений людей, а на Марсе землян до сих пор и вовсе не было. И дело не только в том, что, к примеру, во время экспедиции на Марс экипаж будет подвергаться космической радиации, смертоносность которой недооценивали во времена подготовки Королёвым его марсианского проекта. В конце концов, обезопасится от радиации — решаемая инженерная задача. Просто интерес к космосу сейчас не столь велик, как полвека назад. На мой взгляд, конкурсы художников-фантастов, подобные тем, что проводились «ТМ» в прошлом, способствовали бы популяризации темы необходимости дальнейшего освоения космоса. Сколько можно «крутиться вокруг шарика»? Ведь и Циолковский и Королёв мечтали о межпланетных полетах землян и заселении ими планет Солнечной Системы, а в более отдаленном будущем и планет других звезд!

Помочь хоть в какой-то степени компенсировать недостаток произведений изобразительного искусства, литературы и кинематографа на космическую тематику призван «Фестиваль космических искусств», приуроченный к 95-летию премьеры фильма «Аэлита» и первой выставки художников «Амаравеллы». Эту идею уже поддержали в Санкт-Петербурге, Дубне, и ряде других городах России. Организованное более года назад Русское Космическое Общество (РКО) проводит огромную работу по пропаганде идей русского космизма и наших прошлых славных достижений в космосе. Но хочется верить, что впереди нас ждут новые достижения.

ТВОРЧЕСТВО КОСМОНАВТОВ НА ОРБИТЕ

А. А. Запорожец

nata.drozdova2014@yandex.ru

6 февраля 1987 года командир космического корабля «Союз ТМ-2» Юрий Викторович Романенко и бортинженер Александр Иванович Лавейкин, проверив космические скафандры на герметичность, сидели на космодроме Байконур. До старта полета на орбитальный комплекс «Мир» оставалось два с половиной часа. Перед ними было много корреспондентов и журналистов, и самый главный — генеральный конструктор РКК «Энергия» Юрий Павлович Семенов. Он долго расспрашивал, как космонавты готовились к полету, а потом, как на суде спросил: «А какое последнее желание экипажа?». Александр Иванович Лавейкин немного растерялся, подумал, вроде желаний нет, все ясно, все понятно, скоро лететь. А Романенко вдруг говорит: Юрий Павлович, а можно мы на станцию «Мир» возьмем гитару?» Романенко не умел играть на гитаре, но понимал, что полет может продлиться до одного года и гитара могла бы скрасить пребывание космонавтов на орбитальном комплексе «Мир». Для летчика-космонавта Юрия Викторовича Романенко это был третий космический полет. Генеральный конструктор подумав, сказал: «Ну ладно, гитару возьмите, но внутрь гитары ничего не кладите». Вот так гитара и оказалась на орбитальной станции.

Во время пребывания на ОК «Мир», во время постоянного шума станции, Юрия Романенко посетила... муза поэзии, он стал писать на орбите в «летающем доме» стихи, учиться играть на гитаре. Александр Лавейкин уже умел играть на гитаре и показывал командиру аккорды. Вместе они написали песню «Я вернусь», которую Александр Лавейкин после возвращения на Землю исполнил на бардовском концерте в Кремлевском концертном зале. В этой песне космонавты описывают свое предстартовое состояние и в то же время свои первые желания по возвращению на Землю.

Сгорев дотла, уходят вниз ступени,
Космические скорости даря.
Настал черед, и мы сейчас измерим
Любовь к тебе, родимая Земля.
Прости, Земля, прощаемся с тобою.

Космонавты, находясь на орбите в агрессивной среде космоса, выполняя сложную работу, конечно, скучают по Земле, по родному дому, думают о близких, о семье. Юрий Романенко, находясь на станции «Мир» написал песню и посвятил ее своей жене. Юрий Романенко, находясь на орбите 326 суток и наблюдая из космоса нашу Землю, написал песню, которая называется «Планета голубая» в ней есть такие строки:

Настанет день, и мы уйдем с орбиты,
На звезды бросив свой прощальный взгляд.
Настанет день, пойдем к Земле, покрытой
Снегами, как и год назад.

Вид Земли из космоса с комплекса «Мир» вызывает у Романенко трепетное чувство любви к нашей планете, любви к природе, любви к нежной осенней поре. Это нашло отражение в стихах:

Штормит седой под нами океан,
Летит звездой комплекс над планетой,
Мне чудится над речкою туман,
Где тихо догорает бабье лето.

Находясь на орбитальном комплексе «Мир», Юрий Романенко написал более 20 стихотворений, переложил их на музыку; получились песни, рожденные на орбите. А по возвращении на Землю космонавты Юрий Романенко и Александр Лавейкин исполнили эти песни в Москве, в зале ВДНХ, а в 2012 году — в Калуге, в Областном молодежном центре. Встреча-концерт с космонавтами прошла с большим успехом при поддержке Клуба авторской песни «Калужские барды». Вот строки одной из прозвучавших песен, которая называется «Летим за горизонт»:

Мужчины так уходят — не сдержит и слеза.
И в небо нас проводят сыновние глаза.
Заглядывает вечность через стекло кают,
На радость человечью нам голоса несут.

Гитара, которую взяли космонавты на станцию «Мир», пролетала в космосе 10 лет. И когда в 2001 году станцию затопили, все космонавты и весь наш народ переживал это печальное событие. Всем объявили, что гитара погибла вместе со станцией, но это оказалось не так. В самый последний момент космонавт Елена Кондакова вместе с американскими астронавтами на последнем, прибывшем на ОК «Мир» шаттле КК «Атлантис» 24 мая 1997 года успела вернуть эту гитару на Землю.

Юрий Романенко и Александр Лавейкин являются Почетными членами клуба авторской песни «Калужские барды»; их можно назвать первыми космическими бардами, а песню «Дороги космоса» можно считать гимном космонавтов-покорителей космоса:

Зовет в полет нас давняя мечта
И покидаем мы друзей и дом.
В морях Вселенной будет нам всегда
Земля родным надежным маяком.
Дороги космоса трудны,
Не повернуть ракеты вспять.
Летят, Земля, твои сыны,

Чтоб космос научиться понимать и научиться побеждать!
И молча мы докурим сигареты,
Друзья нам скажут добрые слова.
Уже парит заправлена ракета,
И расставаться подошла пора.
Проложен точный курс в полетных картах,
На пульт легла уверенно рука.
Простимся мы с Землею гулким стартом,
И в небе вспыхнет новая звезда.

КОСМОЛОГИЯ В КНИГАХ КРАПИВИНА, ГОЛОВАЧЕВА И ЕФРЕМОВА

Н. Н. Смирнов

sat-ok@yandex.ru

Доклад посвящен космологическим аспектам, затронутым в произведениях писателей-фантастов Владислава Крапивина, Василия Головачева и Ивана Ефремова.

Параллельные миры Владислава Крапивина

О мирах пишется давно и много. Но мало у кого структура параллельных миров оказалась столь чарующе притягательной, как у известного детского писателя Владислава Крапивина.

Постижение тайн мироздания здесь достигается без сложных формул и приборов, но усилием благородного искреннего чувства, альтруистического порыва. Более того, этот способ постижения оказывается более органичным, чем иной, инструментальный способ. Время и пространство в космогонической модели Крапивина теряют определенность, их значимость предельно мала. В повестях о Великом Кристалле время зримо подчинено вечности, а пространство — многомерной беспредельности.

Какой бы сложной и многомерной ни была природа Великого Кристалла Вселенной, такое понятие, как Дорога, еще более непостижимо. И в структуре Кристалла места для Дороги нет, ибо Кристалл замкнут хотя и в бесконечное, но все-таки в Кольцо, а Дорогу замкнуть нельзя. И если мы хотим иметь пусть и упрощенный, но зримый образ, то должны представить Кристалл, обвитый нескончаемым серпантинном снаружи, вне своих граней.

«Функция Дороги абсолютна и милосердна, это последний шанс всякой живой души найти того, кого потерял, что-то исправить, что не сделал — доделать», — говорит Крапивин. Дорога предстает тем спиральным элементом, который размыкает пусть и колоссально огромную, но все же замкнутость Кристалла. Тут мы имеем дело с различными уровнями восприятия мира. На практическом уровне Великий Кристалл сам по себе — символ беспредельности, значительно расширяющий сознание. Тем более, что это — не застывшая данность, а текучее развивающееся явление. Замкнутость Кристалла — внешняя, в то время как внутри его происходит постоянное ветвление, углубление его сложности появлением новых пространств и времен. Дорога же, по сути дела, представляет собой не что иное, как Дао — центральное понятие китайской философии. Это тот неуловимый и текучий центр мира, вокруг которого вращается все мироздание. Это путь всех вещей, выходящий за рамки любых ограничений.

В своей повести «Лощман» Крапивин излагает теорию «отраженного мира». Смысл ее сводится к следующему: один мир, одна грань Кристалла может отразиться при определенных условиях в другой грани, другом мире и начать развиваться в его

пределах самостоятельно. Теория отраженного мира — хорошая метафора для выражения того соотношения, которое существует между произведениями самого Владислава Крапивина. Одно произведение «отражается» в другом и в своем отражении приобретает какие-то новые качества, раскрывает новые стороны.

Однако причудливая игра граней Кристалла лишь иллюстрирует главное в повестях цикла. Сам автор определяет ее следующим образом: «...я постарался поднять тему о беззащитности (не исключительности, не агрессивности, а именно беззащитности) детей с аномальными способностями и особыми талантами. Ибо, несмотря на умение окружать себя силовым полем и уходить в иные пространства, они не защищены от социальной косности и от жестокостей окружающего мира. Их дар — не только их достояние, но в то же время — их трагедия.

И эта тема — не из одной лишь области фантастики. Мало ли примеров, когда необычный талант ребенка вызывал неприятие и служил причиной всяких бед? Вся наша педагогика до последнего времени была основана на стремлении заставить школьника быть как все, «не высовываться».

Как раз в активной постановке данной проблемы заключается сила и непреходящая ценность творчества Командора Крапивина.

Мультиверс Головачева

Русский писатель-фантаст Василий Головачев насыщает свои книги большим количеством сложных объяснений структуры мироздания, исходящих от различных персонажей, а также развивает «официально» принятую на Земле соответствующего времени точку зрения, вводя новые, подчас революционные объяснения и толкования, что создает дополнительный вектор сюжетной напряженности.

Мир будущего по Головачеву представляет собой прочное здание, не рассыпающееся от попыток элементарного анализа. В этом смысле можно говорить о том, что автор создал своеобразную «энциклопедию будущего», насытив это будущее сложными связями и разноуровневыми мотивами поступков населяющих его людей. Здесь нет ефремовского Великого Кольца, а встретившиеся в космосе виды разума являются преимущественно негуманоидными; они вступают в контакт с людьми в редчайших случаях и крайне неохотно. Чаще — просто не замечают их. Космос полон странных тайн и непредсказуемых открытий. Один из героев утверждает, что, согласно изначальному плану нашего метagalактического домена люди «могут, но не должны существовать». В то же время негуманы оказываются существами, гораздо более вписанными в этику большой Вселенной. В программных романах «Реликт» и «Черный человек» писатель изобразил несколько ветвей негуманоидного разума, максимально подробно описав их деятельность, техническую оснащенность и — насколько позволил своим героям прикоснуться к тайне — внутреннюю структуру этих странных сообществ.

Образ Конструктора из «Реликта» в мировой литературе беспрецедентен. Детальная прорисовка разумного и при этом принципиально бесконечного объекта — прежде всего глубочайшая философская задача. В рамках литературного произведения ее можно обойти, ограничившись туманными рассуждениями, или придать проблеме предельно антропоморфные черты. Головачев, напротив, увлеченно рисует разнообразные проявления палеоразума и подробно описывает его перипетии в нашем метagalактическом домене.

Файверы — интегральная раса Галактики. Именно файверам в роли Инженеров (согласно нарушенной до того преемственности: Архитекторы — Конструкторы — Инженеры) суждено в будущем принять на себя заботу о домене. Они выходят на сцену в последней части «Реликта», спустя полвека после ухода Конструктора. Файверы — это иная степень владения космической энергией. По сравнению с интраморфами их воз-

можности выглядят магическими — способность к саморепликации, мгновенное перемещение в пространстве, абсолютная непроницаемость для излучений... На самом деле это — лишь новая ступень знания, выводящая человека на уровень «лучистого человечества», предсказанного еще К.Э. Циолковским.

Шакти и Тамас Ефремова

У писателя Ивана Ефремова одушевлен не только человек, но и космос, и одушевлен очень специфическим образом — Великим Кольцом. Великое Кольцо — мечта и провидение Ефремова. Нет больше авторов, которые с такой силой утвердили бы огромную важность космического братства разумных существ и столь полно описали бы его.

Много сейчас говорят о диалоге культур. Ефремов пишет о диалоге ноосфер. Ноосфера Земли, единой, цельной, объединенной Земли вдруг начинает рефлексировать самое себя! Необходимость этого постулируется имплицитно. Другой — как зеркало. Раз мы говорим о бессознательном отдельного человека, которое влито в океан коллективного бессознательного, то можем говорить и о коллективном сознании человечества — это и будет важнейший аспект ноосферы. Тут и уровни зеркал: человек напротив — иная культура — инопланетная цивилизация.

Философская картина мира глубоко символична. Мироздание оказывается гигантским наглядным воплощением диалектики. Хотя правильнее сказать, конечно, что диалектическое мышление суть отражение подлинной структуры мира.

Иван Ефремов много пишет о подлинном взаимодействии между мужчиной и женщиной. Ефремовский космос также биполярен, по сути дела — гендерно ориентирован. Это очень сложная, перепластованная спиральная структура; Вселенная — Антивселенная. Светлый мир Шакти, в котором мы живем все; Тамас — мир энтропии, остановки всяческого движения. Но что-то происходит и там. Эти миры связаны, они не существуют в отрыве один от другого. Есть связь, сложная, нелинейная, через квазары, коллапс звезд, через черные дыры. Энергия взаимопроникает в них. Что лежит между Шакти и Тамасом? — Возможность мгновенного перемещения, нуль-пространство.

Уловить текучую границу нуль-пространства, проскользнуть на гребне волны между Сциллой Шакти и Харибдой Тамаса, познать неуловимо мерцающее лезвие Дао посреди бушующего океана инь-ян — значит, постичь сердце мира и слиться с ним. Человек для быстрого внутреннего роста должен, подобно ЗПЛ, находить баланс сил, и тогда вся Вселенная будет ему доступна.

Истина всегда находится в середине. Проблема лишь в том, чтобы отыскать эту середину. Движение не прекращается ни на секунду, координаты нечетки. Многих это путает и смущает, им становится проще объявить, что истины нет, что это — человеческая фантазия породила представление о ней. «Все относительно», — заявляют такие люди, забывая, что в это «все» входит их собственное утверждение. Если они достаточно последовательны в своем отрицании, то оправдают любое угодное им дело, потому что критериев для оценки нет, и мир тогда — хаотичен. Другие, также запутавшись и испугавшись беспредельности мира, заявят, что нашли истину раз и навсегда. Они станут ревниво хранить ее, но можно ли ручей запереть в бутылке? И, с другой стороны, разве у ручья нет берегов?

Исчезающее зыбкое «настоящее» оказывается единственной реальностью, в которой мы существуем, сдавленные омертвелой громадой прошлого и призрачной бездной будущего. Это тоже своеобразное нуль-пространство. Но для нахождения истинной гармонии необходимо, чтобы на шкалах не одного, а многих приборов трепещущие стрелки установились на этой заветной отметке, как это было в рубке управления «Темного Пламени», ответственного лишь за физическое нуль-пространство.

ГРУППА ИЗУЧЕНИЯ РЕАКТИВНОГО ДВИЖЕНИЯ (ГИРД) — ВЧЕРА, СЕГОДНЯ, ЗАВТРА

В.П. Лосицкий

fondserebrova@yandex.ru

Нам нужна мечта, надежда, утопия. Утопия — это великое открытие. Если люди не изобретут новую, на первый взгляд никому не нужную утопию, то они не выживут в качестве людей.

А. Зиновьев

Данная работа представляет собой попытку представить в обобщенном виде основные материалы, относящиеся к истории развития общественного движения, становления в нашей стране ракетно-космической тематики и самого яркого его проявления лаборатории ГИРД.

Для оценки исторического значения деятельности лаборатории ГИРД необходимо сделать анализ всего, что в 30-е годы прошлого столетия определило мировое развитие ракетной техники.

За основу взяты работы в этой отрасли основных научно и промышленно развитых стран — Англии, Франции, Италии, США, Германии и СССР.

Написание данной работы вызвано тем, что указанная тема до настоящего времени не получила достаточного освещения у исследователей и историков.

Изучение истории лаборатории ГИРД представляет немалый общественный интерес, так как позволяет определить корни, из которых выросла современная ракетная техника, ознакомиться с путями развития общественных, технических и научных идей в решении главнейших задач в ракетостроении, с тем, чтобы выбрать идеи, ранее предложенные и до сих пор не утратившие актуальности.

Ранние исследования в области и ракетного топлива в Италии.

Л. Крокко (США) 1927–1935 г.

Исследования в области ракетной техники, по нашим сведениям, в Италии проводились на уровне отдельных физических лиц. Самой яркой фигурой был генерал Гаэтано Артуро Крокко. В период с 1927 года по 1935 год проводились работы, связанные с проблемой выбора топлива для ракет на твердом топливе, а также исследование ракетных двигателей на двухкомпонентном топливе. Практические проекты в области ракетостроения в указанный период не были реализованы.

В указанный период в итальянском обществе отсутствовала целенаправленная государственная политика, а также не было общественных организаций, работающих в области популяризации и пропаганды ракетной техники и идей космонавтики.

Астрономические исследования британского межпланетного общества.

Х.Е. Росс (Англия) 1937–1938 гг.

Британское межпланетное общество было основано инженером Филиппом Е. Клитором в октябре 1933г. в Ливерпуле. Общество издавало журнал (Джорнэл Бритиш интерпланетари сесайти) и бюллетень, в которых публиковались лекции и статьи для стимулирования соответствующих интересов. Вскоре Общество приобрело международный характер (хотя его число до 1945 года не превышало 100 человек), привлекая таких известных ученых — пионеров в этой области, как Гвидо Пирке (Австрия), Робер Эсно-Пельтри (Франция), Г. Эдвард Пендрей (США), Я.И. Перельман и Н.А. Рынин (СССР).

Однако практической реализации проектов строительства ракет Британское межпланетное общество не осуществило в связи с отсутствием теоретической и практической базы, а также отсутствия целенаправленной программы пропаганды и популяризации ракетной техники.

Теоретические и экспериментальные работы во Франции по многоступенчатым ракетам. Л. Дамблан (Франция) 1930–1939 гг.

Так же, как в Италии, практические работы в области ракетостроения ограничались созданием твердотопливных ракет с глубокой теоретической и аналитической системой анализа происходящих процессов горения. Указанные работы проводились исключительно по инициативе Л.Дамблана при отсутствии поддержки со стороны государства и квалифицированных специалистов.

В те же годы Эсто-Пельтри, вместе с друзьями Монтенем и Севалем строит жидкостной ракетный двигатель в домашней лаборатории в городе Булонь-сюр-Сен.

К сожалению, указанные работы промышленностью востребованы не были, в обществе системно не культивировались и не развивались идеи ракетостроения и освоения космоса.

Ранний период деятельности американского ракетного общества. Г.Э. Пендрей, США (1930–1938)

В июне 1930 года вышел «Бюллетень Американского межпланетного общества». Он стал началом реализации программы Общества по ускорению разработки ракет. Первый успешный запуск ракеты на жидком топливе был произведен близ Массачусетса Робертом Х. Годдардом 16 марта 1926 года. Спустя семь лет на испытательном полигоне в Мэрин-парке (Стейтен-Айленд, Нью-Йорк) 14 мая 1933 года Бернардом Смитом была запущена ракета, которая после двух секунд полета, достигнув высоты 76,2 метра, взорвалась.

Надо отдать должное американцам: они были первыми, кто не только осуществил первые успешные пуски жидкостных ракет, но и первыми, кто использовал жидкостные ракеты для коммерческих пусков. 2 февраля 1935 года в районе озера Гринвуд состоялся первый запуск «почтовой ракеты», профинансированный бруклинским филателистом Ф.В. Кеслером. Одна из двух ракет достигла цели и попала в соседний штат, придав таким образом законность официальной почтовой оплаты и специальным «ракетным» штемпелем на письмах. С экономической точки зрения проект состоялся. Одним из достоинств (и в то же время — недостатком) американской ракетной программы несомненно явилось создание конкурентной в этой отрасли среды, что на начальном этапе несомненно затормозило развитие, а в последующем благотворно повлияло на развитие космической программы. На первоначальном этапе финансирование в основном производилось частными инвесторами при весьма скромном участии государства. К недостаткам следует отнести практическое отсутствие в указанный период системной работы по пропаганде и популяризации ракетной техники.

Из истории создания первых советских ракет на жидком топливе

Первый успешный старт ракеты ГИРД-09 состоялся 17 августа 1933 года с Нахабинского Военно-инженерного полигона. Весь полет занял 18 секунд. На высоте 400 метров ракета резко изменила направление и упала. «Первая советская ракета на жидком топливе пущена! День 17 августа несомненно является знаменательным днем в жизни ГИРДа и, начиная с этого момента, советские ракеты должны летать над Союзом республик». В апреле 1932 года принимаются конкретные меры по реализации резолюции. ГИРДу предоставляется помещение, начинается комплектование штата, становится

стабильным финансирование работ. К этому времени Московский ГИРД получил название Центрального, ему было поручено руководство Ленинградским и другими ГИРДами, образовавшимися в ряде городов страны. Такие группы работали в Харькове Горьком, Ереване, Баку, Киеве, Тбилиси, Ростове на-Дону, Архангельске, Новочеркасске, Брянске и в десятках др. городов. В конце 1932 года по данным газеты «Техника» Группы изучения реактивного движения функционировали в 90 пунктах нашей страны. Московский ГИРД вошел ЦГИРД на правах отдела. Его начальником, а вскоре и начальником всего ЦГИРДа был назначен С.П.Королёв. Комплектование ГИРД постоянными штатами началось с мая 1932 года, когда туда из ЦИАМа перешел Ф.А.Цандер со своими сотрудниками, это стало первой бригадой. За полтора года своей деятельности МосГИРД получил результаты летных испытаний первых советских жидкостных ракет. В итоге приказом Реввоенсовета №0113 от 21 сентября 1933 года, за подписью Заместителя народного комиссара по военным и морским делам и председателя РВС СССР М.Н.Тухачевского на базе Ленинградской Газодинамической Лаборатории (ГДЛ) и Московской Группы Изучения реактивного движения (МосГИРД) был организован первый в мире реактивный научно-исследовательский институт — РНИИ. Осенью 1933 года был организован ГИРД в Ленинграде. ЛенГИРД занимался пропагандой ракетной техники, организовывал показательные пуски пороховых ракет. При Доме техники ЛенГИРД организовал курсы по подготовке специалистов по теории реактивного движения.

ГИРДовское движение сыграло большую роль в становлении отечественного ракетостроения, переведа работу на рельсы конструкторской и испытательной деятельности. Вместе с тем оно продолжило традицию активной пропаганды в области ракетного дела и межпланетных полетов, организовала работу по подготовке кадров ракетчиков.

Преемником ГИРДовских традиций в Москве стала созданная в январе 1934 года Реактивная группа стратосферного комитета Осоавиахима. Группу возглавил конструктор И.А. Меркулов. В состав группы вошли профессора В.П. Ветчинкин, Б.С. Стечкин, конструкторы А.И. Полярный, К.А. Путилов и др. Этой группе принадлежит мировое приоритетное достижение: И.А. Меркуловым была разработана и запущена в мае 1939 года первая в истории двухступенчатая ракета, вторая ступень которой работала на прямом точном воздушно-реактивном двигателе. В ноябре 1934 года создается Ракетная группа при Харьковском авиационном институте. Эта группа проектировала ракеты, проводила опытные пуски пороховых ракет. В марте 1947 года состоялось объединенное собрание актива вузовских кружков. Собрание принимает решение организовать при Центральном Совете Осоавиахима отделение подготовки космического полета с ячейками при местных организациях Осоавиахима. В 1954 году при Центральном аэроклубе имени В.П. Чкалова ДОСААФ СССР организует Секцию авиации. Цель деятельности Секции определена как «Содействие осуществлению в нашей стране космических полетов в мирных целях». Секция оказала существенное влияние на организацию общественного движения по ракетостроению и космонавтике. Деятельность Секции способствовала повышению престижа ракетостроения и космонавтики и подготовке кадров в этой области. Многие из числа ее членов стали сотрудниками НИИ и КБ этой отрасли, видными учеными. Роль общественного движения в становлении отечественного ракетостроения и космонавтики очень велика и исторический опыт его значителен. Многие из того, что накоплено тогда, может с успехом использоваться и сегодня. Уникальный опыт ГИРД как общественной организации сыграл существенную роль в становлении в нашей стране ракетостроения и космонавтики.

Рассматривая эту историю с позиции сегодняшнего дня, можно сделать заключение, что тогда, в далекие 30-е годы обществом был выбран правильный и рациональный подход, и доказательством этому служит НАШ первый искусственный спутник Земли, запуск которого 4 октября 1957 года был бы невозможен без Группы изучения реактивного движения (ГИРД).



НАУКОЕМКИЕ ТЕХНОЛОГИИ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

О СОВРЕМЕННЫХ ТЕНДЕНЦИЯХ И НАПРАВЛЕНИЯХ МИРОВОГО РАЗВИТИЯ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.А. Медведев

И.И. Кузнецов

И.А. Биркин

С.П. Зацерковный

В.С. Юрченко

birkinia@tsniimash.ru

ФГУП ЦНИИмаш, Королёв, Московская обл.

Рассмотрено современное состояние и направления развития мирового парка средств выведения космических аппаратов, тенденции изменения рынка пусковых услуг, актуальные технологии ракетостроения, обеспечивающие повышение экономичности, технического совершенства и конкурентоспособности средств выведения.

Мировой парк средств выведения (СВ) космических аппаратов (КА) характеризуется большой номенклатурой и разнообразием существующих ракет космического назначения (РКН) различной грузоподъемности и национальной принадлежности (более 70 ракетных моделей 38 разных типов). При этом относительно стабильную загрузку пусками (на уровне 3–4 в год и более) имеют лишь 10 типов РКН. На них приходится почти 80% от общего числа запусков, что отражает избыточность существующего парка СВ относительно спроса на пусковые услуги.

На рынке пусковых услуг происходят заметные изменения структуры спроса со стороны правительственных, коммерческих и других заказчиков. В последние годы наблюдается тенденция сокращения заказов на геостационарные КА, запуски которых традиционно приносили основные доходы операторам СВ, в том числе на рынке коммерческих запусков — до 90% от общего годового дохода. В то же время растет спрос на запуски негеостационарных малоразмерных КА. С учетом проектов создания «мегасозвездий» широкополосной связи, других многоспутниковых низко- и средне-орбитальных группировок (проекты компаний LeoSat, SpaceX, Telesat, Boeing и др.) объемы запусков малых КА могут вырасти до 700–800 КА в год и более [1–3]. При этом прогнозируемая доля негеостационарных запусков в доходах от коммерческого применения СВ достигает 45 %.

В ожидании интенсивного развития космических систем с малыми КА предложено множество вариантов СВ, особенно в размерности легкого и сверхлегкого класса для реализации различных концепций целевого запуска мини-, микро- и даже наноспутников. На фоне снижения барьеров входа частного бизнеса в этот рынок, численность подобных проектов в уже приближается к 80, хотя лишь около 20 из них находятся в активной фазе работ.

Современные ракетные технологии, в частности достижения компании Rocket Lab в рамках проекта Electron, позволяют рассчитывать на достижение конкурентоспособности некоторых сверхлегких РКН. Однако перспективы ввода в эксплуатацию и получения своей доли на рынке запусков, по оценкам экспертов, имеют не более

десять новых систем целевого запуска малых КА, в том числе ввиду широких возможностей для использования заказчиками отработанных и экономичных вариантов группового и попутного выведения своих КА ракетами различной грузоподъемности.

В странах с развитой космической промышленностью, включая США, страны Евросоюза, Китай, Индию, Японию, продолжается реализация масштабных проектов создания СВ, необходимых для выполнения национальных программ. Наиболее важные и ресурсоемкие направления обеспечения гарантированного доступа в космос охватывают разработки многоцелевых комплексов РКН большой грузоподъемности. Ключевым требованием к создаваемым СВ является существенное улучшение экономичности — на 40...50 % по сравнению с эксплуатируемыми РКН.

В течение ближайших 2–3 лет ожидаются первые пуски нескольких новых РКН среднего и тяжелого классов, создаваемых по государственному заказу, включая американские ракеты семейства Vulcan для замены эксплуатируемых Atlas V и Delta IV, европейскую систему Ariane 6 для замены эксплуатируемых Ariane 5 и «Союз-СТ», японские ракеты семейства H3 для замены H-2A, H-2B. Кроме того, могут появиться и новые РКН, создаваемые частными компаниями по собственным проектам (New Glenn, Omega).

В последние годы мировой парк СВ уже пополнился новейшими системами запуска, включая американские РКН Falcon 9 и Falcon Heavy, китайские CZ-7 и CZ-5, индийскую GSLV-Mk III. Они проходят летную отработку, постепенно наращивая характеристики, или уже фактически введены в эксплуатацию.

Создание комплексов РКН сверхтяжелого класса — особое направление развития парка СВ вследствие уникальности их целевого назначения, которое в обозримой перспективе будет связано в основном с программами пилотируемых полетов к Луне, Марсу, другим объектам дальнего космоса.

Большинство СВ, предназначенных для гарантированного и экономичного национального доступа в космос, создаются одновременно и с расчетом на запуски КА по коммерческим заказам. В связи с расширением мирового парка СВ неизбежен дальнейший рост конкуренции и снижение цен на рынке пусковых услуг.

Среди тенденций и направлений технологического прогресса в интересах повышения экономичности, технического и эксплуатационного совершенства, конкурентоспособности СВ можно выделить:

- модульное построение ракетных семейств с универсальными и унифицированными элементами (ракетными блоками, двигателями, головными обтекателями и др.), с применением единого наземного комплекса;
- освоение технологий создания и эксплуатации многоэтажных транспортных космических систем;
- развитие кислородно-водородных технологий ракетостроения, внедрение метана и других новых компонентов топлив, внедрение систем диагностики и аварийной защиты двигателей, совершенствование электроракетных двигателей и транспортно-энергетических модулей для решения все более сложных задач межорбитальной транспортировки;
- создание и внедрение материалов с улучшенными свойствами для силовых конструкций изделий, теплоизоляционных, теплозащитных покрытий и др.;
- внедрение технологий, снижающих трудоемкость изготовления СВ, повышающих их качество и надежность, экономичных методов исследования, проектирования, отработки в сочетании с методами «бережливого производства» для сокращения всех видов издержек в течение жизненного цикла СВ.

Развитие рассматриваемых наукоемких технологий ракетно-космической техники является актуальным для выполнения требований «Основ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу» [4] в части обеспечения гарантированного доступа в космос.

Литература

- [1] Prospects for the small satellite market, 4th Edition. A global supply & demand analysis of government & commercial satellites up to 500 kg — an extract. Euroconsult, 2018.
- [2] Small Satellite Markets. 4th Edition, Northern Sky Research, December 2017.
- [3] Small-satellite Launch Services Market, Quarterly Update Q1 2018, Forecast to 2030. Frost & Sullivan, March 2018.
- [4] Основные положения Основ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу. 2013. URL: <http://federalbook.ru/files/ОПК> (дата обращения 12.12.2018).

ЭКСПЕРТНЫЙ АНАЛИЗ ВОЗМОЖНЫХ СПОСОБОВ СПАСЕНИЯ ОТРАБОТАВШИХ ПЕРВЫХ СТУПЕНЕЙ В СОСТАВЕ РКН «АНГАРА» ТЯЖЕЛОГО, СРЕДНЕГО И ЛЕГКОГО КЛАССОВ ДЛЯ ПОВТОРНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ С ЦЕЛЬЮ УМЕНЬШЕНИЯ ЦЕНЫ ПУСКОВ

*А.А. Медведев*¹

*С.В. Кузнецов*²

*В.Д. Володин*²

*О.А. Барыбин*²

*А.В. Белик*²

¹ ФГУП ЦНИИМаш, Королёв, Московская обл.

² АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», Москва

Проблема спасения отработавших первых ступеней в составе РКН семейства «Ангара» тяжелого (А5), среднего (А3) и легкого (А1.2) классов «ГКНПЦ им.М.В.Хруничева» [1–3, 11], выходящих на эксплуатацию на космодромах Плесецк и Восточный, и разрабатываемых на их основе всеизимутальных РКН А5-В, А3-В, А1.2-В, А1-В [3, 7], связана с необходимостью: уменьшения цены пусков РН и исключения районов падения, что имеет большое экономическое и экологическое значение. В качестве спасаемых объектов рассматривается унифицированный ракетный модуль (УРМ-1) на основе маршевого двигателя РД191 на КТ «жидк. кислород-керосин» в составе 1-х и 2-х ступеней РН А1.2, А3, А5. В «ГКНПЦ» в течении 25 лет проведен большой объем работ по уменьшению размеров РП для отработавших 1-х и 2-х ступ. РН «Протон», 1-х ступ. РН «Ангара»- А1.1 (97-2004)г, А1.2 и А5. В работе [4], выполненной совместно с ЦАГИ, рассмотрены 6 способов уменьшения РП для УРМ-1 в составе РН А1.2, А1.1. В частности, рассмотрены: а) самолетный способ спуска и посадки УРМ-1 в составе РН А1-В, доработанного до формата ВРБ (возвращаемого ракетного блока), на аэродром в районе старта на основе воздушно-реактивного двигателя и поворотного дозвукового крыла; б) способ сквозного управляемого спуска УРМ-1М, доработанного автоматизацией и механизацией для реализации «щадящих» по газодинамическим (тепловым и силовым) нагрузкам траекторий. Показано, что с помощью этой механизации и автоматизации можно реализовать эллипс рассеивания с осями (5×2 км). При этом уменьшаются углы атаки ($\alpha_{\text{полн}}$), аэродинамические и тепловые нагрузки. Использование спутниковой навигации и более эффективной механизации позволит уменьшить РП до точечного.

Отметим особенности известных способов: самолетного, парашютного, ракетодинамического и комбинированных для спасения УРМ-1 в составе указанных РН.

1. Самолетный способ. Широко представлен в [4, 7, 8, 12] для спасения ВРБ с возвращением в район старта на основе ВРД с небольшими перегрузками на спуске и

самолетной посадкой. Отсутствие РП для ВРБ позволяет использовать принцип всезаимутальности при пусках РКН с реализацией дополнительного класса орбит и решением новых задач. Способ рационален при спасении 1-го ВРБ в составе РН А1.2-В и А1-В с достижением эффективности за счет многоразовых ВРБ и частых пусков.

2. Парашютный способ. Отработан для космического корабля «Союз», Основан на управляемом спуске КК с орбиты до высоты парашютирования (7-6)км с мягким торможением в конечной фазе за счет РДТТ. Заметное рассеивание точек посадки в условиях степной местности Казахстана приемлемо. Достоинство- небольшая масса парашютной системы. Для УРМ-1М при пусках указанных РКН с космодромов Плесецк и Восточный способ не рационален даже с использованием сквозного управляемого спуска: невозможно подготовить несколько горизонтальных площадок $\approx 4 \times 3$ км в условиях таежно-холмистой местности. Сквозной парашютный спуск сначала всей ступени, а затем — двигательного отсека рассматривается в проекте по РН «Союз-5» [5]. Предложена схема стабилизируемого спуска с использованием гиперзвукового однокупольного парашюта в 1-й фазе и дозвукового 4-х купольного парашюта — во 2-й фазе с мягкой посадкой за счет тормозных РДТТ на «табуретку» с раздвижными опорами. Недостаток: спуск неуправляемый без наведения в точечную зону, что приведет к большому рассеиванию из-за случайной балансировки при входе в атмосферу.

3. Ракетодинамический сквозной способ, развиваемый для спасения 1-й ступ. РН «Falcon 9FT» [6] (США). Используется минимальная механизация для управляемого спуска. Схема посадки на судно-дрон [6]: а) 2 тормозных импульса 3-мя ЖРД по внешнему периметру на 100 % тяги на гиперзвуковом участке с защитой хвостовой части от тепловых нагрузок за счет создания защитного «колокола» струями двигателей; б) 3-й импульс центральным двигателем на режиме дросселирования в 70 % с посадкой на «табуретку» с опорами. Стабилизируется вертикаль за счет отклонений двигателя по углам (ϑ, ψ), 4-х решетчатых рулей по (ϑ, ψ) и РСУ в канале крена (γ). Реализуется приемлемая продольная перегрузка $\leq 1,8$. Потеря выводимой ПН составляет 15 % при спуске на судно и до 30 % при возврате к месту старта.

4. Комбинированный способ спасения от 1-го до 4-х УРМ-1М без включения маршевого двигателя РД191. Основан на сквозном управляемом спуске [4]. Осуществляется торможение и наведение за счет автоматизации и механизации на наземную систему мягкого подхвата (НСМП) в конечной фазе в отводимом РП на удалении ≈ 800 км. Для автоматизации спуска используются БИНС, компьютер с алгоритмами СУ, спутниковая навигация от системы ГЛОНАСС и псевдоспутник в районе НСМП. Механизация усилена: а) РСУ в верхнем и нижнем поясах для управления по (ϑ, ψ, γ) на верхнем участке; б) 4 тормозных щитка (ТЩ) (аналоги рулей направления и высоты); 4 поворотных руля для управления по (ϑ, ψ) совместно с РСУ в канале крена (γ). Схема спуска и посадки УРМ-1М: а) разворот 4-х граней пирамиды в хвостовой части после отделения от РН для защиты двигателя РД191; б) управляемый спуск с наведением в точечную зону и дополнительным торможением в диапазоне высот 2,0...0,4 км для уменьшения скорости до 30 м/с за счет 1-го каскада из 2-х тормозных РДТТ (или за счет тормозного парашюта $\Delta t \leq c$); в) вход УРМ-1М (даже с отклонениями от вертикали до 20°) пирамидой в ячейку НСМП с мягким подхватом каждой своей сеткой и торможение 2-м каскадом из 2-х РДТТ в момент зависания сетки на раскладных крюках. Потеря ПН оценивается величиной 12...17 % в зависимости от типа РКН. Достоинства: а) возможность отработки на дозвуковом демонстраторе УРМ-1М путем сброса с вертолета; обрабатываются: механизация УРМ-1М, тормозной парашют и 1-й и 2-й каскад РДТТ; управляемый спуск и мягкая посадка на НСМП; ее конструкция, жесткость сеток, механизмы установки и опускания УРМ-1М на транспортное средство; б) отсутствие проблем фиксации вертикального положения УРМ-1М.

5. Ракетодинамический сквозной способ спасения связки из 5-ти УРМ-1 с повышенной механизацией (рис.4). В статье [10] показана возможность способа для РКН А5В с водородной 3-й ступенью при спасении «связки» УРМ-1 (4 боковых блока (ББ)+центральный блок (ЦБ). Предложена схема 2-х включений двигателя РД191 в ЦБ (1-е на 100 %, 2-е – на 38 % тяги) при отклонении двигателя по углам (ϑ , ψ). Потеря выводимой ПН на НОО оценивается в 30 %. Предлагается модификация схемы: а) 2 включения РД191 в 4 ББ для торможения и стабилизации «связки» по углам (ϑ , ψ , γ) на гиперзвуковом участке; б) 3-е включение РД191 в ЦБ для мягкой посадки со стабилизацией вертикали; в) непрерывное торможение и управление «связкой» за счет механизации типа (п. 4). Расход топлива на 3 импульса оценивается 7,4...8,9 % от начальной массы топлива в «связке». Это соизмеримо с 1-й ступенью РН «Falcon 9FT». Плюсы предлагаемой схемы: а) гарантированная управляемость «связки» за счет тормозных щитков, поворотных рулей и отклонений 4-х двигателей в 3-х каналах (ϑ , ψ , γ) для реализации «щадящих» траекторий;

б) отсутствие дополнительной защиты сопел двигателей РД191 от тепловых потоков за счет создания защитного «колокола» от струй 4-х двигателей.

6. Комбинированный способ спасения от 1-го до 4-х УРМ-1М с ракетодинамической посадкой на «табуретку» за счет 1-го включения 2-х дополнительных тормозных ЖРД на КТ «жидк. кислород-керосин» в двухступенных карданах. Автоматизация и механизация спуска аналогична п. 4. Двигатель РД191 во время спуска не включается и закрыт защитным экраном. Тормозные ЖРД с тягой по 10т располагаются по 2шт на каждом из 4-х ББ и работают от 2-х топливных баков с запасом топлива на посадку. Потеря выводимой ПН для РН А5 оценивается величиной до 11 %.

Учитывая особенности способов спасения отработавших первых ступеней (УРМ-1) в составе РКН «Центра Хруничева», в ходе дальнейшей проработки необходимо рассмотреть: а) самолетный способ (п. 1) с учетом уточнения массовой сводки и решения проблемных вопросов посадки на одну полосу более 2-х ВРБ; б) ракетодинамический сквозной способ спасения «связки» из 5-ти УРМ-1 (п. 5) с развитой механизацией; в) комбинированный способ спасения УРМ-1М без включения двигателя РД191 для торможения (п. 4) на основе сквозного управляемого спуска с развитой механизацией и подхватом наземной системой мягкого подхвата. Комплектация указанных РКН нижними ступенями должна осуществляться в зависимости от задач и стоимости пуска.

Литература

- [1] Медведев А.А. Унификация как средство повышения эффективности ракетно-космической техники // Российская энциклопедия CALS. Авиационно-космическое машиностроение / гл. ред. А.Г. Братухин. М.: ОАО «НИИАСК». 2008. С. 125–149.
- [2] Уманский С.П. Ракеты-носители. Космодромы. М.: Изд-во Рестар+, 2001. 216 с.
- [3] Закарян М.С. Оружие России // Новости/космос. 20.07.16. Интервью с А.А.Медведевым.
- [4] Анализ путей уменьшения размеров районов падения отделившихся ускорителей ракет-носителей с гиперзвуковыми скоростями входа в атмосферу / А.В. Бобылев, Н.Н. Глушков, Ю.Н. Свириденко и др. // ЦАГИ: сб. трудов. 1998. Т. 2.
- [5] Чижухин В, ехонишин Ю. Фонд «Сколково».ООО НВЦ «Атмосфера».«Спасение от «Атмосферы» // Ж.НК. 2017. № 10.
- [6] а) Афанасьев И. Первый полет обновленного «Фолкона» // Ж.НК. 2013. № 11; б) Черный И. Успешная посадка и одиннадцать спутников на орбите. Первая миссия «Falcon 9FT» // Ж. НК. 2016ю № 02; в) Афанасьев И. Оседлать баржу // Ж.НК. 2016. № 06; г) Афанасьев И.Третье пришествие JCSat-14 на орбите // Ж.НК. 2016. № 07.
- [7] Проектные исследования ГКНПЦ им. М.В. Хруничева по обоснованию многоразовой ракетно-космической системы / А.И. Кузин, С.Н. Лозин, П.А. Лехов и др. // Авиакосмическая техника и технология. 2010. № 1.

- [8] Оценка энергетических потерь ракеты-носителя типа «Фолкон» при различных вариантах реализации ракетодинамической системы спасения первой ступени / И.И. Кузнецов, Ю.Л. Кузнецов, М.Ж. Мухамеджанов и др. // Космонавтика и ракетостроение. 2016. № 3 (88).
- [9] Коротеев А.С., Нестеров В.М., Елисеев И.О., Балашова А.В. Эффективность использования и проблемы спасения первых ступеней ракет-носителей // Полет. 2018. № 2.
- [10] Медведев А.А. Проектирование, конструкция и производство ракетно-космической техники. Прикладные исследования и инновационные технологии в аэрокосмической деятельности. Предложения по повышению конкурентоспособности ракет-носителей среднего и тяжелого классов за счет применения многоразовых элементов в отечественных средствах выведения // Космонавтика и ракетостроение. 2018. № 3 (102).
- [11] Медведев А.А., Меньшиков В.А., Силантьев А.Ю. Стохастическое дифференциальное моделирование сложных технических систем. М.: Наука, 1999. 324 с.
- [12] Рябуха Н.Н. Анализ компоновок и способов применения крылатых модулей первой ступени в проекте многоразовой транспортной космической системы // Авиакосмическая техника и технология. 2012. № 1.

К 20-ЛЕТИЮ ПОЛЕТА ФГБ «ЗАРЯ»

А.Ф. Вагонов

В.А. Ефимов

С.Н. Зайцев

С.Б. Киселев

В.Н. Мельников

А.И. Мощенко

С.Е. Пугаченко

С.К. Шаевич

SPugachenko@khrunichev.com

АО ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

В докладе рассматриваются этапы создания и функционирования ФГБ, а также его нынешнее состояние и дальнейшие перспективы. Рассмотрены усовершенствования, введенные на основе опыта полета станции «Мир». В заключении обосновывается возможность дальнейшей эксплуатации ФГБ.

В ноябре 1993 г. был подготовлен план создания международной космической станции (МКС), определена его конфигурация. Первым элементом МКС стал функциональный грузовой блок (ФГБ) «Заря». Для создания и оснащения ФГБ было привлечено около 150 предприятий в РФ и на Украине. ФГБ создавался на базе задела по транспортному кораблю снабжения, созданного под руководством академика В.Н. Челомея, и задела по модулям орбитальной станции «Мир» [1].

В ходе проектирования ФГБ была придана конструкция, обеспечивающая совмещение американского и российского сегментов. Особенностью создания модуля «Заря» явилось то, что техническое задание многократно уточнялось при проектировании, испытаниях и изготовлении. Это связано с тем, что в процессе создания следующих по порядку сборки модулей МКС появлялись новые требования, что приводило к необходимости доработок многочисленных интерфейсов ФГБ с модулями российского и американского сегментов. Солнечные батареи ФГБ предусматривали складывание на определенном этапе, что позволило развернуть радиаторы американского сегмента.

На основе опыта полета станции «Мир» была повышена устойчивость к коррозии гермокорпуса и трубопроводов системы терморегулирования. Двигательная установка доработана для многократного приема-передачи топлива на два стыковочных порта без расходования газа наддува топливных баков [2].

20 ноября 1998 г. в 9 ч 40 мин по московскому времени осуществлен успешный запуск ФГБ РН «Протон» на околоземную орбиту. К настоящему времени ФГБ уже 20 лет находится на орбите.

Сертифицированный срок службы ФГБ истек в ноябре 2013 г. Учитывая ход сборки станции и состояние бортового оборудования, было принято решение о продлении срока службы до 2020 года, а позднее было принято решение продлить полет МКС до 2024 года. В настоящее время эта дата согласована со всеми партнерами по программе МКС. Для этого потребовалось создание блоков для проведения испытаний и испытательных стендов.

В настоящее время ФГБ обладает двумя основными ресурсами, пригодными для использования в интересах МКС в течение всего срока эксплуатации, а именно объемом гермоотсеков для размещения грузов и запасами топлива в баках топливной системы ФГБ [2].

В ФГБ реализуются два основных принципа замены оборудования:

- после истечения гарантийного срока или гарантийной наработки оборудования;
- по отказу.

В течение 1998–2018 гг. проводились работы по восстановлению работоспособности отказавшего бортового оборудования на оборудование из бортового ЗИПа и доставляемого оборудования наземного ЗИПа ФГБ.

Значительная часть из установленного на борту электронного оборудования ФГБ находится далеко за пределами гарантийных сроков или гарантийной наработки. Для формирования плана замены этого оборудования ФГБ на последующем этапе полета МКС было проведено ранжирование оборудования по степени критичности. Из четырех категорий критичности («Катастрофическая», «Критическая», «Влияет на полет», «Не влияет на полет») выделено оборудование, отказ которого может вызвать катастрофические последствия [2].

Разработано программное обеспечение, позволяющее на основе оценки параметров распределений наработок на отказ и прогнозирования лавинообразных отказов аппаратуры определять наиболее предпочтительный порядок замены оборудования ФГБ.

Анализ существующего порядка замены бортового оборудования ФГБ, а также результаты предварительного анализа фактов отказов, неисправностей, замечаний по работе оборудования, его заменам, грузопотокам ЗИП по данным ГКНПЦ и Роскосмоса позволяют сделать вывод о допустимости сохранения этого порядка в будущем.

Анализ данных по расходу ресурса работы бортовых систем ФГБ за отчетный период показал, что наиболее критичной является система телеметрического контроля БР-9ЦУ-8, ресурс которой выработан более чем в 14 раз. Поэтому в ФГБ производится управление работой бортовых систем с включением режима записи только при выполнении регламентных работ СЭС и при проведении технических экспериментов. При выполнении рутинных операций используется статусная телеметрия ФГБ, получаемая через американский сегмент МКС.

Заключение. Учитывая вышеизложенные данные, можно сделать выводы о том, что:

- все бортовые системы ФГБ выполняют свои функциональные задачи в соответствии с эксплуатационно-технической документацией;
- условия эксплуатации конструкции — температура, влажность, давление в гермоотсеках находятся в заданных пределах;
- гермокорпуса герметичны, при осмотрах экипажами конструкции корпусов каких-либо отклонений (налетов, плесени, следов коррозии, биоповреждений) не обнаружено;
- бортовой и наземный ЗИПы заменяемого оборудования ФГБ укомплектованы в соответствии с программой полета МКС.

Таким образом, техническая готовность ФГБ «Заря» в составе МКС подтверждена летной эксплуатацией по программе полета МКС.

За 20-летний период эксплуатации ФГБ, проводящийся в соответствии с программой полета МКС, был продемонстрирован и подтвержден высокий уровень надежности и безопасности ФГБ. Отсюда можно сделать вывод о возможности дальнейшей эксплуатации ФГБ.

Литература

- [1] Пугаченко С.Е., Шаевич С.К. История создания и эксплуатации ФГБ «Заря». Научно-практический симпозиум Федерации космонавтики России 08.08.2018, Москва, 2018.
- [2] Вагонов А.Ф., Горбань А.А., Дробышев А.Г., Каменщиков В.Н., Киселев С.Б., Петроковский С.А., Пугаченко С.Е., Шаевич С.К. Обеспечение заданных характеристик и совершенствование конструкции функционально-грузового блока «Заря» в процессе полета в составе Международной космической станции. Научно-технические разработки КБ «Салют»2006-2008 г. М. Машиностроение, 2010 с. 10-24.

ДИСПЕТЧЕРИЗАЦИЯ ХОДА ВЫПОЛНЕНИЯ ЗАКАЗА НА МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОМ ПРЕДПРИЯТИИ В УСЛОВИЯХ ЕДИНИЧНОГО И МЕЛКОСЕРИЙНОГО ПРОИЗВОДСТВА

Ю.А. Балясов
Е.М. Халатов

ubalyasov@mail.ru
kba@khrunichev.ru

КБ «Арматура» — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

В работе описан бизнес-процесс, адаптированный к условиям единичного и мелкосерийного машиностроительного производства и предназначенный для сбора фактической информации о ходе производства; предложен подход к созданию на основе данного бизнес-процесса системы мониторинга за ходом изготовления заказа и принятия управленческих решений.

В машиностроении, как и в любом сложном производстве, важнейшим резервом для обеспечения плановой длительности изготовления изделий является рациональная организация производства, в том числе системы оперативного управления, позволяющей выполнять в срок операции маршрутного технологического процесса.

В основе управления любым предприятием лежит планирование. В условиях дискретного производства это подразумевает назначение директивных дат, не позднее которых должен быть выполнен заказ, изготовлена деталесборочная единица (ДСЕ), выполнена технологическая операция [1]. Однако само по себе планирование не способно обеспечить бесперебойный выпуск продукции и своевременную сдачу заказа. Соответствие плановых сроков фактическому ходу изготовления должно быть предметом непрерывной, ведущейся в режиме реального времени диспетчеризации, которая позволила бы своевременно выявлять отклонения от запланированного хода производства и принимать управленческие решения для его возвращения в нормальное русло. Особое значение диспетчеризация приобретает в условиях единичного и мелкосерийного производства (ЕМП), поскольку многие его особенности (применение универсального оборудования, отсутствие детального технологического процесса, опытно-статистический подход к нормированию трудозатрат) не позволяют планировать работу с достаточной точностью, что в свою очередь ведет к отклонениям от графика [2].

Современные программные средства управления производством могут задействовать весьма изощренные алгоритмы планирования, однако задача сбора фактической информации для диспетчеризации реализована в них, как правило, на примитивном уровне, а то и вовсе бывает возложена на предприятие. Решение в виде SCADA-системы, которая в режиме реального времени получает данные от станков, в условиях ЕМП может оказаться затруднительным [3]. Таким образом, перед планово-диспетчерской службой предприятия встает проблема самостоятельного сбора фактической информации о ходе изготовления заказа и создания на ее основе системы мониторинга производства и принятия управленческих решений, решение которой не требовало бы дополнительных кадровых ресурсов и специальных усилий от исполнителей.

Так как для ЕМП в целом характерна технологическая специализация структурных подразделений, объектом диспетчеризации выбран цехозаход — фрагмент маршрутного технологического процесса (МТП), все операции которого выполняются на одном производственном участке-изготовителе перед передачей их в другой цех. Собственно говоря, задача регистрации перемещения партии из цеха в цех могла бы быть решена путем простого сканирования штрих-кодов на сопроводительной документации или использования RFID-меток. Однако анализ существующей практики показал, что отношения между отправителем и получателем при смене цехозахода не исчерпываются только регистрацией перемещения. В частности, не всякий цех-отправитель выступает в этом процессе в роли транспортно-складского; не всегда поступившая в цех партия имеет должным образом оформленную документацию; в некоторых случаях необходимо создать отдельный цехозаход для ремонта партии или для оформления сопроводительных документов. Для отражения этих нюансов каждому цехозаходу предлагается присваивать один из заранее установленных статусов, связанных единым бизнес-процессом. Данная схема была реализована в КБ «Арматура» в виде программного средства «Диспетчер», позволяющего как фиксировать смену статуса цехозахода, так и производить первичный мониторинг отстающих позиций.

Благодаря внедрению в промышленную эксплуатацию данного бизнес-процесса, в цехах основного производства появилась возможность для эффективного управления ходом производства — как со стороны линейного персонала цеха, так и со стороны руководства. Вместе с тем, наличие оперативной информации о ходе выполнения цехозаходов позволило повысить достоверность расчетов остаточной длительности изготовления партии ДСЕ и способствовало повышению качества оперативно-производственного планирования, точность которого является залогом эффективности функционирования производства и предприятия в целом.

Литература

- [1] Биннер Х. Управление организациями и производством: От функционального менеджмента к процессному. М.: Альпина Паблишерз, 2010.
- [2] Рассолов Т.В., Фаткин А.А., Рулева Т.В. Управление процессом сокращения длительности производственного цикла // Стандарты и качество. 2013. № 2. С. 60–63.
- [3] Куркова Ю., Васильев А., Ловыгин А., Степанов В. Системы мониторинга станков с ЧПУ в России. Обзор технологий и рынка // САПР и графика. 2016. № 12 (242). С. 24–31.

РАЗРАБОТКА АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ПНЕВМОВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЙ ЛЕТНЫХ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

А.Р. Алиев
Е.М. Халатов

And_88_99@mail.ru
kba@khrunichev.ru

КБ «Арматура» — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

В докладе рассмотрены результаты анализа требований к конструкциям летных изделий ракетно-космической техники и методикам проведения их пневмовакуумных испытаний. Предложен вариант построения автоматизированной системы для пневмовакуумных испытаний, позволяющий сократить время проведения испытаний за счет уменьшения времени процесса наполнения испытуемых изделий контрольным газом. Рассмотрены результаты численного эксперимента, подтверждающие работоспособность предлагаемого варианта системы.

Надежность изделий ракетно-космической техники (РКТ) напрямую зависит от качества испытаний, проводимых на технической позиции (ТП) космодрома. Одним из наиболее ответственных и ресурсозатратных этапов предпусковой подготовки изделий РКТ являются пневмовакуумные испытания (ПВИ). Для проведения ПВИ РКТ на ТП в настоящее время используются пневматические системы, у которых обеспечение безопасности и качества ПВИ, управление процессом испытаний и регистрация результатов испытаний возлагаются на человека [1, 2]. Учитывая существующие тенденции в ракетно-космической отрасли, направленные на ужесточение временных и других ресурсных ограничений в процессе принятия решений при проведении испытаний, повышения информативности и достоверности получаемых результатов особую актуальность приобретает вопрос, направленный на разработку пневматической системы с гибкой структурой управления, в основе которой лежит комплексная автоматизация выполняемых операций.

Достоверность результатов испытаний изделий РКТ, получаемых при проведении испытаний в ручном режиме, существенно зависят от опыта и навыков испытателя. В силу больших затрат времени объем испытаний минимален, измерения единичные, стабильность получаемых результатов не проверяется, статистическая оценка точности измерений не проводится. При этом большая часть времени при испытаниях затрачивается на различного рода настройки: на настройку оборудования контроля, на регулировку характеристик испытуемого изделия [3].

На основе проведенного анализа летных изделий РКТ, а так же методик проведения ПВИ летных изделий РКТ на предприятии КБ «Арматура» в настоящее время осуществляется проработка вариантов реализации системы, соответствующей современному уровню техники, в виде комплекта оборудования для ПВИ.

Данную систему предлагается реализовать в виде комплекта оборудования для ПВИ летных изделий РКТ, который включает: стойки выдачи, вакуумную установку и реализуемую на базе пульта управления автоматизированную систему контроля и управления. Оборудование имеет возможность работы в автоматизированном и ручном режиме. В автоматизированном режиме оборудование обеспечивает:

- автоматизированное приготовление контрольных газовых смесей заданной концентрации;
- реализация заданной технологии испытаний изделий на герметичность в автоматизированном режиме работы;
- возможность изменения параметров испытаний изделий РКТ по запросу оператора;

– предохранение испытываемых изделий от возможности превышения давлений больше допустимых;

– автоматическую регистрацию, архивирование и сохранение результатов испытаний;

– формирование библиотеки алгоритмов испытаний типовых изделий РКТ.

Разработанные схемные и конструктивные решения оборудования для ПВИ летных изделий РКТ, позволяющие проводить испытания на герметичность в автоматизированном режиме, с обеспечением наиболее рациональной технологии испытаний, с обеспечением требований по надежности и информативности получаемых результатов.

Построенная математическая модель процессов [4], отражает функционирование оборудования для проведения ПВИ летных изделий РКТ, что позволяет выполнять анализ процессов, имеющий место в испытываемом изделии при ПВИ, а так же проводить отработку алгоритма управления ПВИ.

Разработанный алгоритм и методика управления оборудованием для проведения ПВИ летных изделий РКТ обеспечивают наиболее рациональную технологию испытаний изделий, позволяющую повысить качество и надежность испытаний летных изделий РКТ.

Посредством реализации предлагаемого технического решения по созданию оборудования для ПВИ изделий РКТ планируется достигнуть повышения качества испытаний за счет:

1) снижения трудоемкости ПВИ изделий РКТ на герметичность за счет автоматизации процесса их проведения, что позволит:

– снизить время проведения ПВИ,

– уменьшить количество задействованного персонала при ПВИ,

– снизить затраты на энергетические ресурсы (экономия электроэнергии, тепловой энергии);

2) снижения затрат на дорогие компоненты газовых смесей для ПВИ (за счет точности приготовления смеси и при возможности использовать остатки приготовленной смеси);

3) увеличения надежности и безопасности процесса ПВИ за счет автоматизации, исключаяющей влияние «человеческого фактора»;

4) повышения достоверности результатов ПВИ за счет снижения брака (вызванного погрешностями и неточностями), приводящего к ошибочному исключению исправных изделий, либо к признанию исправными изделиями тех, которые на самом деле не годны.

Результаты работы планируется использовать при разработке оборудования для пневмовакуумных испытаний летных изделий на технических позициях космодромов. Разработанная элементная база, алгоритмы управления, математические модели, схемные и конструктивные решения планируется применить в ходе текущих опытно-конструкторских работ.

Литература

- [1] Алиев А.Р. К вопросу модернизации систем регулирования расхода газа // Молодежный научно-технический вестник. М.: ФГБОУ ВПО «МГТУ им. Н.Э. Баумана». Эл № ФС77-51038, 2014. №7. URL: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/724585.html> (дата обращения 03.09.2018).
- [2] Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники / под общ. ред. И.В. Бармина. М.: Полиграфикс РПК, 2006. 376 с.
- [3] Арзуманов Ю.Л., Петров Р.А., Халатов Е.М. Системы газоснабжения и устройства пневмоавтоматики ракетно-космических комплексов. М.: Машиностроение, 1997. 464 с.
- [4] Алиев А.Р., Тимофеев Ю.М., Халатов Е.М. Построение математической модели системы наполнения полостей при пневмовакуумных испытаниях образцов ракетно-космической техники // Полет. 2018. С. 41–47.

МАКРОПРОГРАММИРОВАНИЕ В УСЛОВИЯХ ЕДИНИЧНОГО И МЕЛКОСЕРИЙНОГО ПРОИЗВОДСТВА

И.А. Камшилина

kba@khrunichev.ru

КБ «Арматура» — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

В работе представлены результаты разработки макросов для обрабатывающих центров с целью расширения технологических возможностей данного оборудования и оптимизации технологического процесса изготовления корпусных изделий в условиях единичного и мелкосерийного производства. Рассмотрены преимущества и принцип работы параметрического программирования.

В современном динамичном машиностроительном производстве возникает множество задач по сокращению времени производственного цикла, повышению производительности и качества продукции в условиях единичного и мелкосерийного производства.

Для решения задач по оптимизации технологических процессов изготовления корпусных деталей и сокращению производственного цикла было использовано макропрограммирование на оборудовании с ЧПУ. Параметрический метод программирования позволяет организовать библиотеки программ с переменными и подпрограмм для технологических циклов, измерительных циклов и циклов гравировки, который может учесть особенности конкретного производства. При их использовании в системах ЧПУ становится возможным вариантность вычисления, применение логических операторов, что наиболее полно реализуют возможности станка. Параметрическое программирование повышает гибкость переналадки при единичном изготовлении продукции.

В настоящее время в КБ «Арматура» нанесение буквенно-цифровых строк на металлическую поверхность осуществляется по устаревшим технологиям ручной гравировки или гравировки на станке с пантографом. На ОЦ с системой ЧПУ «HEIDENHAIN iTNC 530» отсутствует опция «цикл гравировки» буквенно-цифровых знаков на плоской поверхности в соответствии со стандартами предприятия и ГОСТ 26.008-85, что не дает возможности маркировать обозначение детали, производственный номер крупногабаритных ДСЕ на станке с ЧПУ. Проблема маркировки деталей, в последнее время, значительно усложнилась с широким применением в КБ «Арматура» металлов и сплавов высокой прочности и твердости. В связи с этим был разработан трехгранный граверный резец.

В докладе рассматривается опыт внедрения макросов для станков с ЧПУ, который позволяет маркировать буквенно-цифровые знаки, товарный знак, заводской номер изделия в соответствии с ГОСТ 26.008-85, знак обращения продукции ТС на плоских поверхностях изделий ДСЕ методом механического гравирования.

В результате проведенных работ по оптимизации технологического процесса изготовления деталей с применением макросов позволило сократить сроки технологической подготовки производства, производственный цикл изготовления изделий, снизить себестоимость, повысить производительность труда.

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПНЕВМОГИДРОАГРЕГАТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

И.В. Курьянов
А.В. Медведев

groznui01@gmail.com
mavrigh@mail.ru

КБ «Арматура» — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Работа посвящена анализу эффективности внедрения и оценке перспектив применения аддитивных технологий для изготовления пневмогидроагрегатов ракетно-космической техники. На примере конкретного изделия показаны особенности процессов разработки, технологической подготовки и изготовления изделия, обусловленные применением аддитивных технологий, выполнен анализ эффективности внедрения аддитивных технологий и сформулированы рекомендации по их внедрению для изготовления пневмогидроагрегатов ракетно-космической техники.

Аддитивные технологии производства находят все более широкое применение в промышленности и потенциально могут стать составляющей нового технологического уклада. Сегодня необходимо постепенное внедрение и отработка этих технологий, и в первую очередь актуальным является детальный анализ эффективности внедрения и оценка перспектив применения аддитивных технологий на примере разработки и изготовления конкретного изделия.

В качестве изделия-прототипа для исследований был выбран блок центробежных насосов системы терморегулирования объекта ракетно-космической техники (РКТ). В ходе исследований в сравнении с изделием-прототипом было детально рассмотрено влияние технологий аддитивного производства на процесс создания модернизированного изделия (от проектирования до изготовления), на его конструкцию, массогабаритные параметры и трудоемкость изготовления. Основные результаты работы:

- по технической и справочной литературе, каталожным описаниям оборудования собраны и систематизированы актуальные данные о применении технологий аддитивного производства, предложена их классификация, выполнен сравнительный анализ технологий, результаты которого могут быть использованы как руководящие материалы конструктора и технолога при выборе способа изготовления детали;

- разработана конструкция модернизированного блока насосов, отдельные детали которого планируется изготавливать с применением технологий аддитивного производства;

- для деталей модернизированного блока насосов проведены необходимые расчеты режимов работы (нагрузки) и расчеты прочности, выполнено моделирование течения теплоносителя в каналах;

- исследован процесс разработки конструкции деталей блока насосов, изготовление которых планируется с применением аддитивных технологий, на примере блока насосов показаны преимущества, которые дают технологии аддитивного производства при изготовлении деталей пневмогидроагрегатов;

- выбрано оборудование для 3d-печати деталей и разработаны технологические процессы механической обработки посадочных и уплотняющих поверхностей деталей блока насосов после изготовления деталей-заготовок методами аддитивного производства;

- проведен сравнительный анализ трудоемкости изготовления изделия-прототипа и модернизированного блока насосов;

- по результатам исследований дана оценка эффективности модернизации блока насосов за счет использования технологий аддитивного производства, а также

общие рекомендации по внедрению данных технологий для изготовления пневмогидроагрегатов РКТ.

Исследования на примере блока насосов показали, что изготовление отдельных малонагруженных деталей пневмогидроагрегатов РКТ из пластмасс с использованием аддитивных технологий возможно и окупаемо в короткие сроки даже в условиях мелкосерийного производства. В то же время аддитивное производство деталей из металла не смотря на существенный положительный экономический эффект в силу высокой стоимости необходимого оборудования окупаемо только при достаточной номенклатуре изготавливаемых деталей.

По результатам выполненных исследований планируется изготовление и испытания модернизированного блока насосов. Продолжением работы может быть исследование задачи оптимизации топологии деталей, изготавливаемых с применением аддитивных технологий, отработка технологических процессов механической обработки деталей, изготавливаемых с применением аддитивных технологий, разработка методики отбора деталей, обеспечивающих положительный экономический эффект и окупаемость оборудования при изготовлении их с применением технологий аддитивного производства.

МОДЕЛИРОВАНИЕ УСТРОЙСТВ И СИСТЕМ ГИДРОПНЕВМОАВТОМАТИКИ С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА SIMINTECH И БИБЛИОТЕКИ ЭЛЕМЕНТОВ PHS.LPM

А.В. Медведев
Ю.М. Тимофеев
Е.М. ХалатовЗ

mavrich@mail.ru
timasp@inbox.ru
kba@khrunichev.ru

КБ «Арматура» — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Доклад посвящен результатам разработки и использования библиотеки PHS.LPM («Гидро- и пневмосистемы») программного комплекса SimInTech для моделирования устройств и систем гидропневмоавтоматики в КБ «Арматура». На примере гидропривода поступательного движения с питанием от гидроаккумулятора показано применение библиотеки для имитационного моделирования работы гидроаккумулятора и привода. Показаны преимущества и перспективы применения библиотеки и программного комплекса SimInTech при проектировании новых устройств и систем гидропневмоавтоматики.

Особое место при проектировании устройств и систем гидропневмоавтоматики занимает имитационное моделирование динамических процессов, протекающих при их функционировании. Моделирование позволяет проверить и отработать технические решения, закладываемые в конструкцию изделия: уже на этапе проектирования «увидеть», как устройство будет работать в будущей системе, как система будет функционировать в различных режимах и при различных внешних воздействиях, определить границы работоспособности и уточнить параметры рабочих режимов устройства и системы.

Технические решения, закладываемые разработчиком в конструкцию будущего изделия, нюансы его работы, обязательно должно находить отражение в имитационной модели. В таком случае имитационная модель устройства или системы несет не менее важную информацию, чем конструкторская документация, и может быть востребована и полезна как при изготовлении [1], так и на последующих этапах жизненного цикла изделия [2]. При этом важно, чтобы средства имитационного моделирования одновременно имели широкий функционал и давали понятный унифициро-

ванный инструментарий, позволяющий быстро формировать модели новых изделий и так же быстро разбираться в нюансах моделей ранее разработанных устройств и систем. Для решения таких задач в КБ «Арматура» разработана библиотека элементов пневмо- и гидросистем PHS.LPM (от англ. «Pneumo- and hydrosystems. Lumped parameters models») для программного комплекса SimInTech.

SimInTech — отечественный программный комплекс, среда создания имитационных моделей, алгоритмов управления, интерфейсов управления и автоматической генерации кода для программируемых контроллеров и графических дисплеев систем управления [3]. Библиотека PHS.LPM — набор субмоделей функциональных элементов пневмо- и гидросистем, позволяющий быстро и наглядно в виде структурных схем формировать имитационные модели устройств и систем гидропневмоавтоматики, не вдаваясь в нюансы описания и расчета протекающих внутри таких элементов физических процессов [4]. Основные элементы библиотеки:

- полости с рабочей средой (газом или жидкостью);
- граничные условия (давление, температура, расход рабочей среды в полости или линии);
- дросселирующие элементы и протяженные каналы, наполненные газом или жидкостью;
- механические элементы и системы;
- элементы теплопередачи и термодинамики твердых тел;
- гидро- и пневмомеханические преобразователи;
- датчики параметров рабочей среды в полости или линии.

Набор элементов библиотеки позволяет «собирать» имитационные модели различных устройств систем гидропневмоавтоматики. Причем графическое отображение такой модели приближено к виду принципиальной схемы устройства или системы, а линии связи между элементами библиотеки можно представить как механические связи, пневматические или гидравлические узлы и линии.

Примером построения имитационной модели устройства и системы с применением библиотеки PHS.LPM может быть рассматриваемое в докладе построение модели гидроаккумулятора с упругим разделительным элементом и гидропривода отступательного движения с питанием от гидроаккумулятора.

Библиотека PHS.LPM включена в ознакомительную и коммерческую версии программного комплекса SimInTech, в рамках которого носит название «Гидро- и пневмосистемы», сокращенно «ГПС». Элементы библиотеки отрабатываются и совершенствуются, а сама библиотека расширяется при решении задач моделирования работы устройств и систем гидропневмоавтоматики в КБ «Арматура». Библиотека используется для обучения студентов базовой кафедры «Оборудование стартовых комплексов» КГТА им. В.А. Дегтярева при КБ «Арматура». В перспективе планируется сделать имитационное моделирование устройств и систем гидропневмоавтоматики в программном комплексе SimInTech с применением библиотеки элементов PHS.LPM стандартом отработки функционирования на этапе разработки. В таком случае имитационные модели станут неотъемлемой частью электронной структуры вновь разрабатываемых изделий.

Литература

- [1] Медведев А.В. Технология управления сборкой изделий на основе данных о параметрах составляющих деталей и сборочных единиц // Матер. XV молодеж. науч.-техн. конф. «Взгляд в будущее – 2017». СПб.: АО «ЦКБ МТ «Рубин», 2017. С. 468–475.
- [2] Патрахин В.А. Проактивное обслуживание оборудования как практическая реализация концепции GE Digital Twin // Мир автоматизации. 2017. № 02. С. 64–68.
- [3] О проекте SimInTech. SimInTech. Simulation in technic. URL: http://www.simintech.ru/?page_id=9/ (дата обращения 31.08.2018).

- [4] Тимофеев Ю.М. Библиотека для моделирования гидро- и пневмосистем в программном комплексе SimInTech // Матер. XV молодеж. науч.-технич. конф. «Взгляд в будущее – 2017». СПб.: АО «ЦКБ МТ «Рубин», 2017. С. 712–717.

КЛАПАНЫ УПРАВЛЕНИЯ ТУРБОНАСОСНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

Д.М. Неизвестнов

kba@khrunichev.ru

М.В. Данькин

kba@khrunichev.ru

А.Ф. Коноплев

kba@khrunichev.ru

КБ «Арматура» — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Доклад посвящен разработке клапанов управления турбонасосной силовой установки (КУ ТНСУ), предназначенных для использования в области кораблестроения, а именно в системах стрельбы торпедными аппаратами, описан принцип работы в целом, конструкция основных блоков и принципы их работы.

Согласно морской терминологии, клапаны — это блоки и модули, каждый из которых состоит из нескольких комплектующих изделий.

Данная разработка является актуальной, так как используется при освоении нового принципа стрельбы из торпедных аппаратов. По сравнению с аналогами разработанные КУ ТНСУ обеспечивают экономию сжатого воздуха, упрощают настройку параметров стрельбы. КУ ТНСУ предназначены для подачи сжатого воздуха в турбонасосную силовую установку, с обеспечением требуемого изменения проходного сечения во времени по циклограмме, формируемой системой управления. В докладе представлена пневматическая схема системы, а также ориентировочная диаграмма открытия сечения регулирующего клапана.

Описано устройство и работа КУ ТНСУ, обладающих наибольшей новизной и сложностью:

- клапан наполнения;
- модуль подачи воздуха;
- кран шаровой с пневмоприводом.

В процессе создания КУ ТНСУ поданы три заявки на изобретения, получены два патента.

Основные технические результаты работы:

- получены низкие уровни шума при работе клапана наполнения;
- при отработке электропневмоклапана создан простой и надежный дренажный клапан, работающий в условиях высоких скоростей потока и рабочего давления;
- при отработке модуля подачи воздуха успешно обеспечены сложные параметры диаграммы открытия регулирующего клапана; создан прочный обратный клапан, работающий при очень высоких ударных нагрузках; для уплотнения поршней применены кольца овального сечения, вместо колец круглого сечения, надежно уплотняющие поршни больших диаметров, работающих при высоких скоростях перемещения и температуры при ударном воздействии рабочей среды;
- при отработке крана шарового с пневмоприводом, положительно зарекомендовало себя новое техническое решение пневмопривода, в котором для передачи момента поворота шара использованы два троса, закрепленные на шкиве вала шара и поршнях пневмоприводов открытия и закрытия.

В настоящее время изготавливается образцы КУ ТНСУ для проведения межведомственных испытаний.

ЭЛЕМЕНТЫ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ ДЛЯ КОНТРОЛЯ ПОЛОЖЕНИЯ ОРГАНОВ РУЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПНЕВМОАРМАТУРЫ И СОЗДАНИЕ НА ИХ ОСНОВЕ ЭЛЕКТРОННОЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ ИСХОДНОГО ПОЛОЖЕНИЯ

А.В. Рожков
В.В. Тимошинин

kba@khrunichev.ru
kba@khrunichev.ru

КБ «Арматура» — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Доклад посвящен проблеме создания элементов контроля положения органов ручного управления пневмоарматуры и созданию электронной системы контроля исходного положения взамен пневматической; описана конструкция и принципы ее работы.

В состав технологического оборудования ракетных стартовых комплексов входят пневмосистемы различного назначения. Для управления технологическим процессом подготовки РН к пуску, в рамках концепции «безлюдного» старта, необходимо получать информацию о положении запорных органов арматуры в виде электрического сигнала. В этой связи сигнализаторами крайних положений запорного органа необходимо оснащать не только электроприводную, пневмоприводную, но и арматуру с ручным приводом.

Примером автоматического стартового комплекса является ракетный комплекс «Ангара» космодрома «Плесецк», на котором реализована система контроля исходного положения (СКИП) арматуры оборудования обеспечения сжатыми газами на основе пневматических элементов. Принцип действия струйных элементов основан на использовании гидромеханических эффектов, возникающих при взаимодействии струй между собой. Основными недостатками данной СКИП являются наличие большого количества пневматических коммуникаций в единицах оборудования, наличие громоздкого пневмопитания, низкая пылезащищенность, отсутствие поэлементной индикации исходного положения арматуры, необходимость преобразования пневматического сигнала в электрический, сложность настройки.

С целью устранения вышеуказанных недостатков была разработана и создана СКИП на электронной компонентной базе, предназначенная для определения положения органов ручного управления вентилей и ЭПК. Основными элементами системы являются фотодатчики, усилители фотосигнала и сумматоры сигнала.

Созданная СКИП использует в качестве чувствительного элемента оптический щелевой датчик, причинами тому стали маленькие массо-габаритные характеристики и помехозащищенность сигнала.

Фотодатчики, установленные на кронштейне или хомуте, образуют сигнализатор фотоэлектрический и, совместно с заслонками, установленными на органы ручного управления арматуры, образуют устройство контроля исходного положения.

Сумматор и усилитель фотосигнала выполнены методом печатного монтажа. Каждый усилитель имеет два рабочих канала (две микросхемы) и соответственно может контролировать два фотодатчика. Усилители и сумматоры сигнала располагаются в модулях, выполненных в виде коробов. На передних панелях модулей около светодиодов нанесены надписи со схемным обозначением элементов оборудования (арматуры), что значительно облегчает поиск элементов, находящихся в неисходном состоянии.

Принцип работы СКИП следующий: если заслонки, механически связанные со штоками вентилей или дублерами ручного включения ЭПК, не перекрывают излучение светодиодов, то фотодиоды находятся в фотогенераторном режиме. При этом

они вырабатывают на своих выводах отрицательную ЭДС. Сигнал с фотодатчика поступает по кабелю на усилитель сигнала. Поскольку резисторы на входе усилителя имеют большое сопротивление, то напряжения на выходах микросхем соответствуют высокому логическому уровню. При затемнении фотодиодов напряжения на выходах микросхем соответствуют состоянию логического нуля. Это происходит за счет того, что темновое сопротивление фотодиодов очень велико. Усиленный микросхемой и транзисторами сигнал поступает на индикатор и сумматор сигнала. При поступлении всех сигналов «исходное» с фотодатчиков в сумматоре сигнала включается реле и загорается индикатор зеленого цвета. Выдается общий сигнал о наличии исходного положения всех элементов единицы оборудования в систему управления верхнего уровня. Если хотя бы один из элементов оборудования не находится в исходном положении, горит красный индикатор. В систему управления верхнего уровня выдается сигнал об отсутствии исходного положения.

Работоспособность элементов СКИП на электронной компонентной базе подтверждена на экспериментальных образцах. Системой контроля исходного положения на электронной компонентной базе будут оснащены системы газоснабжения ракетного комплекса «Ангара» космодрома «Восточный».

ОСОБЕННОСТИ ТЕХНОЛОГИИ ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННОЙ ОБРАБОТКИ ПРЕСС-ФОРМ

А.Г. Седлов

kba@khrunichev.ru

Л.В. Дербенев

kba@khrunichev.ru

Д.А. Недоливко

kba@khrunichev.ru

КБ «Арматура» — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

В работе рассматриваются особенности технологии электроэрозионной обработки при изготовлении пресс-форм, анализируются проблемы и предлагаются пути их решений.

В современном машиностроении, несмотря на значительный опыт развития электроэрозионной обработки, остается актуальной проблема получения фасонной формуемой полости в пресс-формах. В данной работе рассматривается пример получения профиля пресс-формы на термопластавтомат «BELMATIK 630/140» для изготовления корпуса фотодатчика. Фотодатчик отвечает за контроль положения электропневмоклапана и ручных вентилях в пневматических системах. Применение фотодатчиков позволяет значительно повысить бесперебойность работы пневматических систем, снизить потери времени ручного контроля вентиля.

Для выполнения профиля пресс-формы необходимо изготовить электроды, повторяющие профиль с точностью до 0,02 мм. Поверхности электродов должны быть выполнены на класс выше (Ra 0,4), чем класс чистоты поверхности пресс-формы. Для получения требуемых размеров и чистоты обрабатываемой поверхности используются черновой и чистовой электроды. Высота электродов должна обеспечивать его фиксацию в державке и погружение в рабочую жидкость.

Изготовление указанных электродов фрезерной обработкой представляет трудновыполнимую и трудоемкую задачу. Поэтому для изготовления электродов использовали электроэрозионный проволочно-вырезной станок. В ходе обработки электрода появились различные дефекты, вызванные вибрацией электрода-проволоки. Дефор-

мация электрода-проволоки оказывает влияние на точность обработки в случае, когда он обладает малой жесткостью. Под воздействием силы, возникающей в межэлектродном зазоре при пробое, проволока начинает вибрировать и прогибаться. Силы от разрядов воздействуют как на фронтальную поверхность проволоки, так и на боковые поверхности, в результате чего возникает геометрическая погрешность обработки [1]. Для устранения дефектов необходимо увеличить диаметр проволоки или уменьшить высоту обработки. Было принято решение уменьшить высоту обработки, т. е. изготовить электрод с уменьшенной высотой и использовать его с удлиненной державкой.

Обработка фасонной формующей полости пресс-формы электродом с приспособлением производилась на копировально-прошивном станке. Режимы электроэрозионной обработки были заданы в зависимости от межэлектродного зазора у черногого 0,15 мм, а у чистового электрода 0,03 мм. В ходе обработки детали возникла проблема удаления продуктов эрозии, которую можно было наблюдать на мониторе в виде гистограмм оборудования. Работа протекала нестабильно, увеличивалось время обработки. С целью удаления продуктов эрозии был увеличен зазор между электродом и деталью. Кроме того, были изменены режимы и параметры, влияющие на условия процесса эрозионной обработки. Один из измененных параметров — цикл релаксации. Он применяется тогда, когда обработка проводится не в оптимальных условиях (т. е. без центральной промывки). Снижение времени эрозии в цикле релаксации улучшает условия промывки межэлектродного зазора. Для повышения стабильности обработки также использовали компрессию, которая позволяет изменять расстояние между электродом и заготовкой во время обработки. При уменьшении значения компрессии происходит увеличение расстояния между электродом-инструментом и заготовкой, что облегчает эвакуацию шлама из зазора. Реализованные предложения позволили достигнуть стабильных показателей технологического процесса, обеспечивающего изготовление пресс-формы в соответствии с конструкторской документацией.

Наряду с изменением режимов и параметров процесса электроэрозионной обработки предложены варианты изготовления электродов с возможностью подачи рабочей жидкости через электрод.

Литература

- [1] Абляз Т.Б. Современные подходы к технологии электроэрозионной обработки материалов. Пермь: Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та, 2012. 121 с.

ИЕРАРХИЧЕСКИЙ КОНТРОЛЬ НАДЕЖНОСТИ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ НА ЭТАПЕ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ

В.Б. Рудаков¹
М.И. Макаров¹
В.М. Макаров²

info@niiks.com
info@niiks.com

¹ НИИ космических систем имени А.А. Максимова — филиал
АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

² Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос»

Рассмотрена вероятностно-статистическая структура контроля, которая основана на проверке гипотез о соответствии и не соответствии показателя надежности изделия заданным требованиям: изделие годное — основная гипотеза, и изделие дефектное — альтернативная гипотеза. При этом использовались показатели надежности в виде до-

пустимого значения интенсивности отказов, требуемые значения которых задаются в документации (электронная компонентная база и другие изделия космической техники (КТ)).

По результатам контроля при испытаниях принимаются решения о приемке или браковке изделия, которые из-за стохастического характера возникновения отказов, ограниченного времени испытаний, погрешностей измерения технических параметров и т. д. могут быть как правильными, так и ошибочными. При этом вероятности ошибочных решений характеризуются рисками 1 и 2 рода, которые представляют собой безусловные вероятности забраковать годное изделие и принять дефектное изделие.

На основе использования аппарата алгебры событий разработана математическая модель и алгоритм оптимизации планирования и проведения контроля изделий КТ различных уровней иерархии при отработке. Модель включает в себя три составляющие: математические ожидания экономических потерь, связанных с рисками 1 и 2 рода, и затраты на контроль. С увеличением времени проведения испытаний изделия риски 1 и 2 рода изменяются в противоположных направлениях. Это позволяет использовать модель в качестве целевой функции, минимизация которой приводит к определению оптимального статистического плана контроля, который включает в себя оптимальное время испытаний изделий и оптимальные значения рисков 1 и 2 рода при приемочном числе равно нулю. Равенство нулю приемочного числа плана контроля таких изделий не допускают ни одного отказа. Если в процессе испытаний изделий по оптимальному плану контроля не возникает отказов изделия, то заказчик принимает его для дальнейшего использования по назначению. Если в процессе испытаний возникает хотя бы один отказ изделия, то оно бракуется и возвращается поставщику на доработку, повторный контроль или замену. Далее строится новый оптимальный план контроля, в соответствии с которым принимается это изделие.

Модель учитывает: заданные требования к показателям и техническим параметрам изделий, наработку до отказа изделий, которая связана с интенсивностью их отказов и характеристики достоверности контроля изделий, которыми являются риски 1 и 2 рода, связанные с принятием ошибочных решений. На основе использования теории сопряженных распределений впервые были получены выражения для определения этих рисков.

Впервые разработана формализованная постановка задачи векторной оптимизации планирования и проведения иерархического контроля изделий в двухуровневой иерархической структуре: контроль элементов, составляющих изделие, и контроль изделия в целом. На основе аппарата булевой алгебры разработаны математические зависимости для определения апостериорных рисков 1 и 2 рода при проведении контроля в этой иерархии. Показано, что их практическое использование позволяет учесть результаты контроля изделий КТ нижних уровней иерархии при оптимизации статистических планов контроля изделий более высоких уровней. Кроме того, использование модели контроля в практике позволит:

- обеспечить заданные требования к надежности изделий КТ на каждом иерархическом уровне;
- сократить объемы наземной отработки изделий КТ более высоких уровней иерархии;
- сократить экономические затраты на проведение наземной отработки и потери, связанные с принятием ошибочных решений.

МНОГОПУТЕВОЙ ТРАЕКТОРНЫЙ КОНТРОЛЬ ОРБИТАЛЬНЫХ БЛОКОВ С КОМПЛЕКСНЫМ ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЗАПРОСНЫХ И БЕЗЗАПРОСНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

В.С. Чаплинский
В.И. Ващенко

murashov@niiks.com

НИИ космических систем имени А.А. Максимова — филиал
АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»,

Приводится технология многопутевого траекторного контроля орбитальных блоков с комплексным использованием запросно-беззапросных режимов измерений текущих навигационных параметров

В настоящее время и в ближайшей перспективе наземные станции космических информационно-измерительных систем могут быть оснащены генераторами сигналов с высокой стабильностью. Таким образом создаются условия для внедрения режима многопутевых измерений при траекторном контроле орбитальных блоков (ОБ). Особенно эффективен многопутевой траекторный контроль при выведении космических аппаратов (КА) на высокоапогейные (высокоэллиптические, геопереходные и геостационарные) орбиты.

При выведении КА на высокоапогейные орбиты применяется многоимпульсная схема: последовательно формируются опорная, промежуточная, переходная и целевая орбиты. В зоне сплошного навигационно-временного поля космических навигационных систем (КНС) ГЛОНАСС/GPS оказывается опорная и промежуточная орбита, для контроля параметров которых эффективно используется бортовая навигационная аппаратура потребителей (НАП) [1].

Для контроля параметров переходной и целевой орбит проводятся сеансы измерений дальности и радиальной скорости многопунктным наземным измерительным комплексом (НИК). Измерения проводятся в групповых сеансах, в каждом из которых измерительные станции (ИС) наземных пунктов излучают сигнал запроса и проводят измерения последовательно. Однако из-за ограничений по бортовому электропотреблению и обеспечению тепловых режимов в ряде случаев допустимо лишь малое количество групповых сеансов измерений (1–2) при их продолжительности 18...20 мин. Вследствие переходных процессов и повторного формирования когерентной несущей частоты бортового сигнала при смене наземного измерительного пункта (ИП), излучающего измерительный сигнал, возможны потери рабочего времени до 25 %. Эти потери возрастают до 50...70 % при вращении орбитального блока (ОБ) вокруг своей продольной оси для обеспечения требуемого теплового режима.

Точность определения параметров контролируемых орбит существенно зависит от геометрии измерительной схемы, объема и точности измерений текущих навигационных параметров (ИТНП). Формирование измерительной схемы обеспечивается топологией многопунктного измерительного комплекса. Объем получаемой в групповом сеансе измерительной информации может быть значительно увеличен при траекторном контроле выведения КА многопунктным измерительным комплексом с объединением режимов запросных и беззапросных измерений [2].

Такое объединение обеспечивается при многопутевых траекторных измерениях, когда один из наземных пунктов, условно — главный (ГИП) — излучает сигнал запроса и проводит измерение группового запаздывания дальномерного сигнала и доплеровского смещения несущей частоты ответного сигнала, когерентно формируемой на борту ОБ, т. е. работает в запросном режиме. Другие пункты наземного комплекса —

условно вспомогательные (ВИПы), в зоне видимости которых находится ОБ, принимают сигнал ответа на запрос ГИП и проводят, с использованием своего опорного сигнала, измерение суммарной псевдодальности ГИП — ОБ — ВИП и суммарной радиальной псевдоскорости ОБ относительно ГИП и ВИП [3].

Если принять время на установление режима измерений равное 60 секундам, а продолжительность группового сеанса 1200 с при пяти измерительных пунктах, то ГИП будет проводить измерения дальности и радиальной скорости ОБ не 180 секунд, а 1140 с. Все ВИПы будут проводить измерения суммарной псевдодальности и суммарной псевдоскорости в течение 1140 с. В целом в сеансе измерения суммарной псевдодальности и суммарной псевдоскорости с ВИП будут продолжаться 4560 с. Общее полезное время многопутевых измерений составит 5700 с, что существенно больше суммарного интервала последовательных измерений дальности и радиальной скорости пятью пунктами, равного 900 с.

Измеренные значения суммарной псевдодальности и суммарной псевдоскорости отличаются от соответствующих значений суммарной дальности и суммарной радиальной скорости вследствие того, что излучаемые сигналы формируют на ГИП, а опорные сигналы — на ВИП, в результате чего действительные значения частот и начальных фаз колебаний независимых генераторов не совпадают. Поэтому непосредственное использование измерений суммарной псевдодальности и суммарной радиальной псевдоскорости при определении параметров контролируемых орбит затруднено, так как дополнительное включение в состав уточняемых величин разности частот и начальных фаз ГИП и ВИП может нарушать условия наблюдаемости параметров.

Для определения по многопутевым измерениям суммарной псевдодальности ГИП — ОБ — ВИП и суммарной радиальной псевдоскорости космического объекта относительно ГИП и ВИП, соответствующей суммарной дальности и суммарной радиальной скорости, необходимо обеспечить синхронизацию и фазирование наземных частотозадающих генераторов разнесенных измерительных пунктов. Синхронизация и фазирование пространственно разнесенных генераторов сигнала может быть осуществлена с использованием навигационных сигналов КНС ГЛОНАСС/GPS, если задающие генераторы сигнала наземных станций сопряжены с аппаратными средствами НАП КНС наземных пунктов.

Другой способ фазирования и синхронизации измерительных сигналов, не требующий специального оснащения ИС, основан на использовании в качестве «эталонной» орбиты ОБ, параметры которой определены по данным бортовой НАП КНС ГЛОНАСС/GPS. Реализация данного способа возможна при оснащении орбитального блока НАП для контроля орбит, проходящих в зоне сплошного навигационного поля, создаваемого навигационными аппаратами КНС ГЛОНАСС/GPS.

Сеансные отклонения от «эталонной» орбиты измерений суммарной псевдодальности и суммарной псевдоскорости, соответствующие значениям разности начальных фаз дальномерных сигналов и разности несущих частот ГИП и всех ВИП, принимаются за поправки, обеспечивающие в последующих сеансах измерений определение суммарной дальности ГИП — ОБ — ВИП и суммарной радиальной псевдоскорости ОБ относительно ГИП и ВИП по измеренным значениям суммарной псевдодальности ГИП — ОБ — ВИП и суммарной радиальной псевдоскорости относительно ГИП и ВИП.

В существующей практике применения КНС ГЛОНАСС/GPS погрешность определения дальности и радиальной скорости по орбите, полученной по КНС, составляет 10...15 м и 1...2 см/с, что находится на уровне допустимых погрешностей траекторных измерений, причем погрешности определения параметров орбит ОБ по КНС имеют устойчивую тенденцию к снижению. В то же время современные средства траекторных измерений наземных пунктов оснащаются частотозадающими генераторами с относительной не-

стабильностью порядка 10–12, что обеспечивает возможность использования полученных поправок в сеансах измерений по всей орбите выведения ОБ.

Таким образом, применение технологии многопунктного контроля орбит выведения КА в запросно-беззапросном режиме с использованием КНС для определения поправок в измерения на участках полета в сплошном навигационном поле позволяет получить, по сравнению с технологией последовательного проведения запросных измерений, существенно больший объем ИТНП с точностью, сопоставимой с точностью запросных измерений дальности и радиальной скорости, а также уменьшить затраты на энергопотребление передающих радиосистем измерительных средств на наземных пунктах.

Литература

- [1] ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А.И. Петрова, В.Н. Харисова. Изд. 4-е, перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2010, 800 с.
- [2] Чаплинский В.С. Принципы многопутевых навигационных измерений космических аппаратов // Научные чтения по космонавтике памяти М.К. Тихонравова «Космос на страже Родины». Т. 1. М.: НИЦ «Космо», 1999. С. 301–311.
- [3] аплинский В.С., Прут В.И. и др. Технология многопутевых измерений текущих навигационных параметров космических аппаратов // Ракетно-космическая техника. Информационные системы и технологии. Науч. тр. Т. 1. М.: НИИ КС имени А.А. Максимова, 2012. С. 22–149.

СОЗДАНИЕ УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНОГО КОМПЬЮТЕРНОГО КОМПЛЕКСА УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫХ СРЕДСТВ КРК «АМУР» С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ОБУЧЕНИЯ

С.В. Павлов¹

В.Д. Куреев¹

В.В. Гончаров¹

Ю.М. Веселов¹

А.А. Кучеров²

¹ НИИ космических систем имени А.А. Максимова — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

² 1653 Военное представительство Министерства обороны РФ

В докладе рассмотрены актуальные вопросы, связанные с разработкой учебно-тренировочных средств (УТС) КРК «Амур». Акцент сделан на практические проблемные вопросы, связанные с организацией работ в рамках выполнения опытно-конструкторской работы, а также на вопросы, связанные с разработкой элементов специального программного обеспечения в виде компьютерных информационных фрагментов в составе учебно-тренировочного компьютерного комплекса (УТКК) УТС КРК «Амур».

В докладе рассмотрены актуальные вопросы, связанные с разработкой УТС КРК «Амур», которые включают:

- общий обзор темы УТС КРК «Амур». Состав учебно-тренировочных средств КРК «Амур»;
- состояние разработки учебно-тренировочных средств КРК «Амур»;
- организация дальнейших работ по созданию учебно-тренировочных средств КРК «Амур»;

– 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 «Амур»

Отмечено, что общая идеология по созданию УТС КРК «Амур» отражает современные тенденции по увеличению доли компьютерных средств в учебных целях.

Так, УТС КРК «Амур» состоят преимущественно из компьютерных средств и включают:

– учебно-тренировочный компьютерный комплекс на базе компьютерных средств;

– комплексный тренажер также на базе аппаратно программных средств, практически зеркально повторяющие одноименные системы (АСУП РН(РБ));

Оценено состояние разработки учебно-тренировочных средств КРК «Амур». Из анализа выполненных работ следует, что одним из проблемных вопросов, которые придется решать является вопрос о размещении УТКК и КТ.

Организация дальнейших работ по созданию учебно-тренировочных средств КРК «Амур» 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, в том числе:

– методическое обеспечение;

– разработка специального программного обеспечения, включая информационных фрагментов;

– создание программно-технического комплекса УТКК и развертывание его на космодроме «Восточный».

Основная задача КБ «Салют» разработка комплексного тренажера 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 150, в том числе ро РН и КНО ПА.

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.

Проблемным вопросом является вопросы сочетания свободно распространяемых и коммерческих средств разработки, выбор базовых операционных систем и реализация системы управления обучением, разработка хранилищ данных для реализации вспомогательных функций системы управления обучением.

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.

В части архитектуры СПО УТКК необходимо рациональное сочетание свободно распространяемых и коммерческих средств разработки, выбор базовых операционных систем с учетом импртозамещения и реализация системы управления обучением типа LMS Moodle на базе межплатформенных открытых технологий HTML5, разработка хранилищ данных файловой структуры и использование реляционных СУБД для реализации вспомогательных функций системы управления обучением.

Литература

- [1] Космический ракетный комплекс тяжелого класса на космодроме «Восточный». Технический проект. Пояснительная записка. Ч. 5. Учебно-тренировочные средства. 371КК64-0000-0 ПЗ-1.4. НИИ КС, 2018.
- [2] Программно-методическая документация. СПО УТКК 14Ж021-1000. НИИ КС. 2018.
- [3] Гоше Х.Д. HTML5. Для профессионалов. СПб.: Питер, 2013.
- [4] Система управления обучением Moodle. WWW. moodle.org.

ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ ВРЕМЕННЫХ ПРОЦЕССОВ ПОДГОТОВКИ К ПУСКУ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

В.В. Гончаров¹

А.С. Бурцев¹

В.И. Бакланов¹

baklanov@niiks.com

П.А. Филоненко¹

А.А. Кучеров²

¹ НИИ космических систем имени А.А. Максимова — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

² 1653 Военное представительство Министерства обороны РФ

Оценка времени подготовки РКС является важной научно-технической задачей. В условиях ограниченного объема статистической информации оценка времени подготовки РКС затруднена. В статье предлагается имитационная модель временных процессов подготовки к пуску РКС, доработанная с учетом обеспечения привязки исходных данных к составу, структуре и содержанию данных, циркулирующих в существующих информационных системах.

Ракетно-космическая система (РКС) в общем случае представляет собой совокупность одноразовой или многоразовой ракеты-носителя, разгонного блока и космической головной части. Применение РКС по назначению связано с организацией совместной работы большого количества людей, использующих сложную технику в процессе подготовки к пуску и осуществляется в соответствии с заданным технологическим графиком.

Оценка времени подготовки РКС является важной научно-технической задачей, так как позволяет оценивать эффективность и планировать применение РКС в различных условиях боевой обстановки, а также в ходе штатной эксплуатации. В условиях ограниченного объема статистической информации оценка времени подготовки РКС затруднена, в связи с чем представляется актуальным использование имитационного моделирования временных процессов подготовки РКС.

Имитационная модель временных процессов подготовки к пуску РКС (далее — имитационная модель) разработана на основе модели оценки времени подготовки ракеты космического назначения к пуску на этапе испытаний (авторы Богданов Ю.В.

и Меньшиков В.А. [1]). Имитационная модель реализована при создании одного из программных комплексов системы надежной и безопасной эксплуатации ракетно-космической техники (РКТ) и наземной космической инфраструктуры космодрома «Плесецк» для оценки времени подготовки изделий РКТ по результатам эксплуатации. Полная автоматизация модели [1] с момента ввода исходных данных до вывода результатов расчета потребовала доработки алгоритма в части обеспечения привязки исходных данных имитационной модели к составу, структуре и содержанию входных и выходных данных, циркулирующих в соответствии с «Положением по системе информации о техническом состоянии и надежности вооружения и военной техники Космических войск».

При проведении оценки принято допущение, что на процесс подготовки оцениваемой РКС не влияет подготовка других космических аппаратов или РКС.

Результаты исследований показывают, что значение времени выполнения каждой операции является случайной величиной, подчиненной закону бета-распределения. Оценка времени подготовки РКС к пуску осуществляется в соответствии со следующей процедурой:

- расчет параметров бета-распределения.
- моделирование длительности выполнения операций подготовки, формируемой в соответствии с бета-распределением. Количество циклов моделирования должно быть не менее ~3000 для исключения погрешностей, обусловленных методом имитационного моделирования [1];
- для каждого цикла моделирования производится расчет времени максимального и минимального пути и формирование последовательности операций, составляющих критический путь в соответствии с известными методами;
- по результатам моделирования определяется математическое ожидание и среднеквадратическое отклонение времени реализации технологического графика

Программный комплекс, в основу которого положена настоящая имитационная модель, позволяет получить в табличном и графическом виде временные характеристики процесса подготовки РКС.

Таким образом, имитационное моделирование для оценки времени подготовки РКС к пуску может быть использовано для поддержки принятия решений по управлению эксплуатацией РКТ космодрома «Плесецк» в условиях ограниченного объема статистической информации.

Литература

- [1] Богданов Ю.В., Меньшиков В.А. Отработка системы эксплуатации РКК. Учебное пособие для студентов высших учебных заведений, слушателей академий и специалистов в области ракетно-космической техники. М.: «КОСМО», 1997. 384 с.

ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИЙ КОНТРОЛЬ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ ТЯЖЕЛОГО КЛАССА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ РЕТРАНСЛЯЦИИ ПРИ ЗАПУСКАХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С КОСМОДРОМА «ВОСТОЧНЫЙ»

С.А. Богданов
В.Ф. Герастовский
В.П. Коновалов
А.А. Мурашов

murashov@niiks.com

НИИ космических систем имени А.А. Максимова — филиал
АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Рассмотрены варианты передачи телеметрической информации (ТМИ) с разгонного блока тяжелого класса (РБ ТК) в реальном времени с использованием наземных измерительных средств и средств многофункциональной космической системы ретрансляции (МКСР) «Луч». Рассмотрены варианты построения абонентской аппаратуры ретрансляции (ААР) и организации использования ретрансляционных каналов ТМИ для повышения надежности контроля ненаблюдаемых с территории страны участков траектории выведения КА в нештатных ситуациях.

В настоящее время к телеметрическому контролю полета ракет-носителей (РН) и разгонных блоков (РБ) предъявляется требование получения ТМИ в реальном времени со всех участков траектории полета, включая участки, ненаблюдаемые с измерительных пунктов наземного измерительного комплекса (НИК), расположенных на территории страны. Для выполнения этого требования в нашей стране, как и за рубежом, привлекаются космические системы ретрансляции (КСР) ТМИ с объектов контроля (РН, РБ, КА) через спутники-ретрансляторы (СР) на наземные измерительные пункты (НИП) и далее в центры контроля и управления этими объектами.

В нашей стране в период 2011-2014 гг. развернута МКСР [1], состоящая из трех СР «Луч-5», находящихся на околостаационарной орбите с наклоном 50-80: СР «Луч-5А» — 167ов.д., «Луч-5Б» — 160з.д. и «Луч-5В» — 96ов.д.

Для приема информации с космических абонентов в режиме индивидуального доступа (ИД) СР имеют две параболические антенны: АН1 диаметром 4 м (работа в S-диапазоне волн), ширина диаграммы направленности (ШДН) 2,5о и АН2 диаметром 4 м (работа в Ku-диапазоне волн), ШДН — 0,35о. СР «Луч-5А» и «Луч-5В» дополнительно имеют антенны АН5 с глобальным лучом ШДН 22о, охватывающим всю земную поверхность и способным в режиме многостанционного доступа (МСД) принимать информацию одновременно с двух космических абонентов.

Принятая ТМИ на СР «Луч-5» линейно без преобразования переносится в Ku-диапазон частот и переизлучается через антенну АН4 на наземные командно-измерительные станции «Клен-Р», расположенные в западном, центральном и восточном регионах, и далее через систему связи и передачи данных (ССПД) поступает в единый центр управления полетом РБ (ЕЦУП РБ). Созданная МКСР в составе трех СР «Луч-5» имеет практически глобальную зону наблюдения за космическими объектами в шаровом поясе до высот порядка 2 тыс.км над уровнем Земли.

Заказчики и разработчики нового поколения РБ ТК требуют как можно более полного телеметрического контроля и с учетом большей сложности РБ предлагают увеличить максимальную информативность радиолиний в 4 раза (с 256 кбит/с до 1024 кбит/с).

При полете РБ в зоне радиовидимости (ЗРВ) наземных ИП на активном участке траектории (АУТ), оборудованных антеннами с эффективной поверхностью $S_{эф}$ рав-

ной 20 м² (Б-529М) и 60 м² (ТНА-57), и на переходной орбите при наклонной дальности до РБ порядка 23,5 тыс. км прием ТМИ возможен при информативности 1024 кбит/с. С увеличением дальности до РБ на переходной, целевой орбите и орбитах увода информативность телеметрии по программе снижается сначала до 512 кбит/с, а с дальности 33 тыс. км — до 256 кбит/с.

Анализ наблюдаемости РБ при выведении на геостационарные и геопереходные орбиты с космодрома «Восточный» показывает, что вне ЗРВ находятся участки первого включения маршевого двигателя (МД) РБ — участок доразгона для выведения на опорную орбиту, весь участок опорной орбиты и второе включение МД РБ для выведения на переходную орбиту. Задержка в получении запомненной ТМИ до входа РБ в зону действия НИК составляет более 70 минут, а при возникновении аварийных (нештатных) ситуаций информация о доразгоне, полете по опорной орбите и импульсе выведения на переходную орбиту может быть утрачена.

С другой стороны, все эти участки траектории лежат в зоне действия СР МКС: доразгон и начало опорной орбиты в зоне наблюдения СР «Луч-5А», вторая половина опорной орбиты в зоне СР «Луч-5Б», а второе включение МД РБ в совместной зоне наблюдения «Луч-5Б» и «Луч-5В», что позволяет использовать ретрансляционные каналы для приема ТМИ с РБ, находящегося вне ЗРВ НИК.

Энергетические оценки ретрансляционных радиолиний РБ — СР «Луч-5» — КИС «Клен» показывают, что в условиях оснащения ААР передатчиками с мощностью 20 Вт при дальности между РБ и СР порядка 45 тыс. км с учетом имеющихся на СР приемных антенн и ограничениях на массо-габаритные характеристики антенно-фидерных устройств ААР, информативность ретрансляционного канала будет в десятки и сотни раз меньше, чем при передаче ТМИ по каналам РБ — НИП.

На современном этапе в стране в рамках ОКР «Луч-Абонент» [2] проводится разработка двух модификаций ААР для РБ и РН, работающей в S-диапазоне:

- высокоскоростная ААР (ВААР) со скоростью передачи ТМИ 32 кбит/с с проработкой в перспективе более высокой скорости 64...256 кбит/с;

- низкоскоростная ААР (НААР) со скоростью передачи 8 кбит/с с индивидуальным доступом к СР и со скоростью 62,5 бит/с в режиме МСД через глобальную антенну СР.

Основной сложностью для использования высокоскоростной передачи ТМИ (8, 32 и более кбит/с) в режиме ИД является обеспечение приема информации на остро-направленную параболическую антенну АН1 СР через направленную антенну ААР с коэффициентом усиления порядка 8 дБ. Этот вопрос осложняется тем, что РБ в интересах обеспечения теплового режима и маневров в соответствии с циклограммой полета может совершать развороты и вращения вокруг своих осей. В докладе рассмотрены возможные конструктивные особенности построения бортовых антенн и требования к форме и ширине диаграммы направленности.

Следует отметить, что прием ТМИ в режиме ИД при штатных ситуациях может нарушаться из-за неправильной работе системы ориентации, ошибок при разворотах РБ, отклонений при выдаче импульсов тяги МД РБ и т. д.

В этом случае бортовая система управления должна выдавать команду на перевод работы НААР в режим МСД на широконаправленную бортовую антенну СР АН5 и соответственно на включение бортовой всенаправленной антенны БР с круговой диаграммой направленности при коэффициенте усиления 0 дБ или менее. При этом скорость передачи ТМИ будет составлять 62,5 бит/с, что достаточно для передачи вектора движения РБ, важных параметров двигательной установки, бортового времени и др.

При использовании в бортовом измерительном комплексе (БИК) РБ ААР типа НААР логика работы может быть такой:

- БРТС РБ формирует два сигнала различной информативности для одновременной передачи по радиолинии «Борт-Земля» и «Борт-СР»;

– в ААР реализуются два режима передачи с информативностью 8 кбит/с и 62,5 бит/с.

В зоне действия СР «Луч-5А» и «Луч-5Б» могут использоваться режимы передачи ИД и МСД, в зоне действия СР «Луч-5Б» — только режим ИД, т.к. МСД на этом СР не предусмотрен.

При использовании на борту РБ ААР типа ВААР должны быть приняты меры по применению только режима ИД. С этой целью бортовая антенна РБ должна обеспечивать почти круговую диаграмму направленности, обеспечиваемую двумя полукомплектами ААР, и использовать помехоустойчивое кодирование [3].

Предлагаются мероприятия по дальнейшему повышению информативности ААР на последующих этапах.

Литература

- [1] Эскизный проект МКСП «Луч» (шифр ОКР «Луч-М»). НПО ПМ, 2002.
- [2] НИК РБ КВТК. Эскизный проект, часть 1, Конструктивно-технические решения и характеристики НИК РБ КВТК, ПЗ, ОАО «Российские космические системы», 2013.
- [3] Эскизный проект «Луч-Абонент». Книга 16. Применение высокоскоростной аппаратуры ретрансляции «Луч» на РБ «Бриз-М». ФГУП «ГКНПЦ им. М.В.Хруничева», 2013.

ОЦЕНКА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ СИЛОВЫХ МЕТАЛЛОКОНСТРУКЦИЙ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ КОСМОДРОМА «ПЛЕСЕЦК»

Л.В. Эртман

trasimatza@mail.ru

М.Ю. Ерофеев

НИИ космических систем имени А.А.Максимова — филиал
АО «ГКНПЦ им. М.В.Хруничева»

В статье рассмотрены вопросы обследования и оценки технического состояния силовых металлоконструкций (МК) систем и агрегатов (СИА) стартовых комплексов (СК) космодрома «Плесецк». Проведен анализ особенностей эксплуатации МК и дефектов, возникающих в процессе эксплуатации МК. Представлены методы и средства неразрушающего контроля (НК), позволяющие выявлять дефекты МК и их соединений на ранних стадиях развития, что позволяет вовремя спланировать и принять меры по их устранению, и снизить риск внезапного отказа СИА.

МК являются одним из основных элементов СИА СК космодрома «Плесецк». Они представляют собой конструкции (балки, фермы, колонны и др.) соединенные сварными, болтовыми и заклепочными соединениями. Техническое состояние силовых МК определяет работоспособность агрегатов 11Т11, СМ575, 8У0216М, 8У0215, 11У219 СК 17ПЗ2, а также 11У211Р, 11У28Р, КС-65ПР СК 14П25.

Специалисты НИИ КС с 2009 года проводят обследование и оценку технического состояния СИА СК космодрома «Плесецк» с применением методов и средств НК при проведении полугодового и годового технических обслуживаний, ревизий, ремонтно-восстановительных работ, продлении ресурса и срока службы, устранении неисправностей, а также при подготовке и проведении штатных работ [1].

Основными особенностями эксплуатации МК на СК космодрома «Плесецк» являются:

– длительный срок эксплуатации (для некоторых СИА превышающий 50 лет);

– воздействие различных факторов внешней среды (температуры, влажности, ветровых нагрузок), газодинамической струи при штатной работе, статических и динамических (знакопеременных) нагрузок;

– важная роль в технологическом процессе функционирования СК;

– большие материальные и временные затраты на восстановление при отказе.

В процессе изготовления, монтажа и эксплуатации МК могут возникать различные дефекты, влияющие на работоспособность и срок службы СИА.

Основными видами дефектов МК являются:

– трещины (усталостные, термические, коррозионные и др.);

– коррозия (равномерная, неравномерная, избирательная, пятнами, питтинговая, язвенная, сквозная, нитевидная, межкристаллитная, подповерхностная, ножевая, коррозионное растрескивание, коррозионная хрупкость);

– деформации;

– нарушение целостности лакокрасочного покрытия;

– изменение механических свойств (охрупчивание);

– дефекты сварных швов;

– дефекты болтовых и заклепочных соединений;

– утонения.

Для своевременного выявления дефектов МК проводятся обследования с применением методов и средств НК. При обследовании МК применяются следующие методы НК:

– визуальный — органолептический контроль, осуществляемый органами зрения;

– измерительный — контроль, осуществляемый с применением средств измерений [2];

– ультразвуковой — вид НК, основанный на регистрации параметров упругих волн, возбуждаемых и (или) возникающих в контролируемом объекте;

– твердометрия металла — метод позволяющий определить твердость поверхностного слоя металла;

– магнитопорошковый — метод НК, основанный на притяжении частиц магнитного порошка силами неоднородных магнитных полей, возникающих над дефектами на поверхности намагниченных деталей, изготовленных из ферромагнитных материалов, метод предназначен для обнаружения дефектов в виде поверхностных и подповерхностных нарушений сплошности [3];

– капиллярный — метод НК, основанный на использовании эффекта капиллярного проникновения жидкости, смачивающей материал контролируемого изделия, в полости дефектов и регистрации образующихся индикаторных рисунков.

В ходе проведения обследования особое внимание уделяется состоянию силовых элементов МК и элементов, работающих в наиболее напряженных условиях, а именно:

– местам наиболее вероятного возникновения усталостных трещин (концентраторам местных напряжений), к которым относятся:

а) участки резкого изменения поперечного сечения;

б) места окончания накладок, ребер (проушин);

в) отверстия с необработанными кромками, прожженные, заваренные;

г) места пересечения сварных швов и их окончания, начало и окончание прерывистых швов;

д) перепады в толщинах стыкуемых элементов;

е) участки, прорезанные шпоночными или шлицевыми канавками, а также имеющие нарезанную резьбу;

и) узлы крепления раскосов, стоек, диагоналей, связей косынок к поясам;

– местам с внешними косвенными признаками наличия трещин (потеки ржавчины, шелушение краски и т.п.);

– сварным швам (особенно ремонтным и местам повторной заварки трещин в сварных швах или по основному металлу);

– местам, подвергшимся повреждениям или ударам;

– местам с повышенной коррозией и износом [4].

Обследования МК СИА СК космодрома «Плесецк» позволяют:

– выявить дефекты (повреждения, неисправности), образовавшиеся в процессе эксплуатации;

– оценить техническое состояние МК СИА;

– классифицировать дефекты в соответствии с ГОСТ 15467 по их влиянию на использование агрегата по назначению, его долговечность и безопасную эксплуатацию;

– уточнить причины дефекта и условия его возникновения и развития, оценить влияющие факторы;

– вовремя спланировать и принять меры по устранению дефекта.

Литература

- [1] Типовая программа обследования и оценки технического состояния СИА СК 17П32 с использованием методов и средств НК, НИИ КС, 2016. 68 с.
- [2] РД 03-606-03. Инструкция по визуальному и измерительному контролю.
- [3] Шелихов Г.С., Глазков Ю.А. Магнитопорошковый контроль. М.: ИД «Спектр», 2011. 183 с.
- [4] Типовая методика проведения визуального и измерительного контроля и оценки технического состояния элементов систем и агрегатов войсковой части 13991. НИИ КС, 2016. 69 с.

О ПЕРСПЕКТИВАХ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МНОГОРАЗОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ В ПИЛОТИРУЕМЫХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ

А.А. Лангуев

П.А. Лехов

С.Е. Пугаченко

SPugachenko@khrunichev.ru

АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Рассматриваются вопросы формирования лунной пилотируемой инфраструктуры. Ожидается, что внедрение многоразовых элементов в ракетно-космические системы позволит уменьшить затраты на полеты. Повышение грузоподъемности средств выведения снижает эффект от повторного использования элементов РКС из-за снижения числа запусков и полетов. С учетом этих особенностей проведен системный анализ возможных вариантов инфраструктуры.

Расширение ареала полетов пилотируемых кораблей за пределы низких околоземных орбит и снижение затрат на преодоление земного притяжения за счет повторного использования транспортных орбитальных средств и средств выведения — одни из основных направлений развития ракетно-космической техники. Как правило, эти направления рассматриваются по отдельности. Исследование представляет собой попытку рассмотреть их совместно в свете осуществляемых в настоящее время проектов транспортных орбитальных средств и средств выведения.

В настоящее время в мире ведутся интенсивные исследования по поиску путей существенного снижения стоимости космических пусков. Одним из основных направлений в этом исследовании рассматривается создание многоразовых ракет-носителей (МРН). На современном этапе развития космической техники актуальна концепция частично-многоразовых РН с вертикальным стартом и горизонтальной посадкой

[1]. В ходе отечественных и зарубежных исследований такая комбинация ракетных и авиационных технологий признана рациональной по соотношению показателей эффективности, стоимости и реализуемости.

Сдерживающим фактором в развитии космических сегментов рынка в настоящее время является высокая удельная стоимость выведения 1 кг полезного груза на опорную орбиту. Для эксплуатации ресурсов космоса, в какой бы форме это не осуществлялось, необходимо снижать стоимость космических транспортных услуг по сравнению с современной, как минимум в 2–3 раза. Стоимость выведения единицы массы полезного груза на НОО зависит не только от технических и эксплуатационных характеристик носителя, но и от того в каких масштабах и программах он будет применяться. Очевидно, что проблема снижения удельной стоимости выведения может быть эффективно решена путем многократного использования одного и того же носителя в долгосрочной программе пусков [2]. Применение многоразовых РН позволяет существенно сократить стоимость выведения не только за счет производства, но и за счет значительного сокращения эксплуатационных затрат при повторных пусках.

Исследования, проведенные в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, по оптимизации затрат на создание и эксплуатацию РН в сравнении многоразовых и одноразовых средств выведения, показал, что даже при увеличении затрат на создание многоразовых РН, при программах от 10 пусков и более в год многоразовые средства более экономически эффективны.

Перспективы лунной пилотируемой программы связаны с разработкой сверхтяжелой ракеты-носителя [3]. Преимущества ее использования состоят в исключении сборки элементов лунной орбитальной пилотируемой инфраструктуры на околоземной и/или окололунной орбитах. Сборка характерна для ракетно-космических систем, использующих средства выведения относительно небольшой грузоподъемности. Она требует дополнительных масс конструкции интерфейсов и топлива на стыковку орбитальных средств.

Цель исследования: рассмотрение вопросов целесообразности использования многоразовых ракет-носителей в лунной программе, поиск областей рациональных технических решений по схемам полета к Луне, грузоподъемности средств выведения, периодичности запусков и полетов, обеспечивающих выполнение задач лунной пилотируемой программы.

В основу исследований положен метод системного анализа, предусматривающего создание математической модели лунной пилотируемой инфраструктуры. Модель включает орбитальные средства, средства выведения и наземную инфраструктуру. С использованием этого метода в рамках Федеральной программы «Научные и научно-педагогические кадры» в 2009–2014 гг. был создан учебно-исследовательский компьютерный стенд [4].

Приведены результаты исследований, отражающие области рациональных характеристик лунной пилотируемой инфраструктуры в зависимости от масштаба решаемых задач по лунной программе.

Литература

- [1] Кузин А.И., Вахниченко С.Н., Лехов П.А. и др. Многоразовая ракетно-космическая система. Ближайшие перспективы разработки и летно-экспериментальной отработки // Авиакосмическая техника и технология. 2010. № 2.
- [2] Медведев А.А. Предложения по повышению конкурентоспособности ракет-носителей среднего и тяжелого классов за счет применения многоразовых элементов в отечественных средствах выведения // Космонавтика и ракетостроение. 2018. № 3.
- [3] Микрин Е.А. Перспективы развития отечественной пилотируемой космонавтики // Космическая техника и технологии. 2017. № 1 (16).

- [4] Некоторые результаты исследований пилотируемых космических комплексов с помощью учебно-исследовательского компьютерного стенда / Ю.Ю. Бахвалов, С.Е. Пугаченко, А.А. Лангуев и др. // Тр. XLVI Чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секц. Проблемы ракетно-космической техники. г. Калуга, 13–15 сентября 2011 г. Казань: Центр оперативной печати, 2012. 246 с.

МЕТОД АНАЛИТИЧЕСКОЙ ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ ЧИСЛЕННОСТИ, РЕЖИМОВ И УСЛОВИЙ ПРЕБЫВАНИЯ ЭКИПАЖА НА ПОКАЗАТЕЛИ ЛУННЫХ ЭКСПЕДИЦИЙ

А.Г. Милованов¹

С.Е. Пугаченко²

pugachenko.se@khrunichev.ru

¹ «НИИ космических систем имени А.А.Максимова» — филиал
АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»,

² КБ «Салют» — АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Приведен метод проектно-исследовательских работ по выбору численности экипажа лунных экспедиций, а также режимов и условий пребывания экипажа долговременных лунных объектов. Дано описание математической модели, разработанной в ходе исследования, и примеры использования метода для определения параметров перспективной лунной инфраструктуры

Исследование является развитием работ, выполненных в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева по Федеральной космической программе в 2006–2014 гг. Объектом исследования является, лунная пилотируемая инфраструктура, направленная на поэтапное изучение и освоение Луны. Известно, что ожидаемые затраты на лунную пилотируемую программу существенно превысят затраты по проекту МКС. В связи с этим актуальным является поиск рациональных соотношений численности экипажа, суммарного времени пребывания экспедиций на долговременных лунных объектах, степени механизации и роботизации деятельности экипажа, объемов герметичных отсеков, характеристик санитарно-гигиенического оборудования и индивидуальных средств обеспечения работы и отдыха экипажа лунных экспедиций.

Целью исследования является проведение аналитической оценки взаимовлияния перечисленных факторов и их влияния на показатели лунных пилотируемых экспедиций.

Исходными данными для исследования явились статистические данные о полетах экспедиций орбитальных комплексов «Мир» и МКС, в том числе о длительном пребывании и работе экипажей на борту этих орбитальных комплексов. Лунные экспедиции на начальных этапах развития Лунной пилотируемой инфраструктуры отличаются более высокой степенью регенерации расходуемых запасов кислорода и воды, степенью механизации и роботизации деятельности экипажа, более комфортными условиями пребывания экипажей экспедиций на лунных долговременных объектах. К обеспечения лунных пилотируемых экспедиций предъявляются дополнительные требования по безопасности ввиду удаленности объектов.

Исследование проведено с использованием методов системного анализа, в основе которого лежит создание многоуровневой математической модели лунной пилотируемой инфраструктуры. В ее состав входят подмодели 1-го уровня, описывающие долговременные и транспортные орбитальные средства и средства выведения, и 2-го уровня, представляющие модели конструкции и бортовых систем управления, энер-

госнабжения, терморегулирования и другие. Также в модели имеются блоки расчета приращений характеристических скоростей орбитальных средств и затрат топлива на участках орбитального полета, времени и численности экипажа, грузопотока, программы запусков и технико-экономических показателей [1]. В качестве схемы полета экспедиции экипажа рассмотрена многопусковая схема со стыковкой на ОИСЗ. В составе инфраструктуры предусмотрена орбитальная станция в окрестностях Луны. Анализ объемов герметичных отсеков учитывает требования по размещению экипажа, а также оборудования и грузов [2].

Приведено описание методики исследования. Даны графические представления зависимостей показателей, полученных с помощью этой методики. Результаты исследования могут быть использованы в проектно-исследовательских работах по созданию перспективной лунной инфраструктуры.

Литература

- [1] Bakhvalov Y.O., Pougachenko S.E., Shaevich S.K. Usage of Low Earth Stations logistics experience for Lunar Inhabited Settlements // 62nd International Astronautical Congress. Cape Town, South Africa. 3–7 October 2011.
- [2] Ярополов В.И. Внутренний объем обитаемого пространства пилотируемого космического аппарата, необходимый для выполнения длительного полета // Пилотируемые полеты в космос. 2012. № 1 (3). С. 85–96.

ИССЛЕДОВАНИЕ ФТОРОПЛАСТА-4 ПОСЛЕ НАТУРНОЙ ЭКСПОЗИЦИИ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЯ ГАРАНТИЙНЫХ СРОКОВ ПРИМЕНЕНИЯ МАТЕРИАЛА

Т.Н. Смирнова¹
А.В. Сидоров¹
П.Г. Бабаевский²
Н.А. Козлов²
И.Г. Агапов²
Е.И. Клюстер²

¹ КБ «Салют» АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

² Московский авиационный институт

Проведена работа по оценке характера и степени деградации образцов политетрафторэтилена (фторопласта-4) после 12 лет экспозиции в условиях космического пространства в обеспечение подтверждения гарантийного срока сохраняемости свойств до 22 лет для штатных узлов ФГБ и других изделий МКС.

Фторопласт-4 широко используется в качестве элементов конструкций на внешних поверхностях космических аппаратов. На внешних поверхностях ФГБ и МЛМ входит в состав высокочастотных гермопереходов, антенн.

Имеющиеся в литературе данные дают в основном качественные представления о характере изменений внешнего вида фторопласта-4 и количественные данные о малой поверхностной стойкости фторопласта-4 при действии атомарного кислорода.

В 2012г. на Землю с ФГБ были возвращена две панели «Компласт» №2 после 12 лет нахождения на орбите.

Возвращаемые пластины фторопласта-4 находились на панели «Компласт» №2, установленной на ПГО-2 ФГБ.

Объектами исследования служили пластины фторопласта-4 и вырезанные из них образцы:

- экспонированные в натуральных условиях в течение 12 лет и возвращенные на Землю пластины и вырезанные из них образцы;

- такие же образцы, на подвергнутые дополнительному пост-экспозиционному воздействию потока электронов, эквивалентному 22 годам (доза 8×10^{13} Гр) экспозиции на околоземной орбите, аналогичной орбите МКС;

- образцы-аналоги, хранившиеся в наземных условиях в течение 12 лет без дополнительного воздействия;

- образцы-аналоги, хранившиеся в наземных условиях в течение 12 лет, а затем подвергнутые дополнительному пост-экспозиционному воздействию, эквивалентному 22 годам экспозиции на околоземной орбите, аналогичной орбите МКС.

Проведены исследования изменений структуры и свойств поверхности и объемных свойств фторопласта-4, экспонированных в космосе, и образцов-аналогов, находившихся на Земле.

Проведенные исследования поверхностных свойств показали, что экспозиция в космических условиях приводит к вытравливанию материала в поверхностном слое, не влияя на эксплуатационные свойства материала.

Влияние космоса на фторопласт сводится в основном к деструкции макромолекул, накоплению кислорода и продуктов окисления в тонком поверхностном слое фторопласта, а также к эрозии его поверхности, обращенной к космосу. Эти эффекты проявляются в существенно меньшей степени на стороне пластин фторопласта, обращенных к станции. При этом на стороне, обращенной к космосу, увеличение поверхностной энергии проявляется более резко, чем на стороне, обращенной к станции.

Исследования объемных свойств образцов фторопласта-4 (сорбции паров воды, температуры плавления, плотности и теплового расширения, диэлектрических и деформационно-прочностных свойств) показали, что объемные свойства образцов фторопласта-4, находившихся в условиях космоса в течение 12 лет, незначительно снижаются по сравнению со свойствами образцов фторопласта-4, находившихся в наземных условиях.

Свойства образцов, подвергнутых после 12 лет нахождения на орбите облучению дозой, эквивалентной нахождению на орбите в течение 22 лет эксплуатации ФГБ, практически не изменяются по сравнению со свойствами образцов, хранившихся в наземных условиях, подвергнутых такому же воздействию.

Результаты проведенных исследований образцов фторопласта-4 после экспозиции в течение 12 лет в условиях космического пространства и подвергнутых облучению дозой, эквивалентной 22 годам нахождения на околоземной космической орбите, аналогичной орбите МКС, позволяют подтвердить гарантийный срок сохраняемости свойств фторопласта-4 до 22 лет для штатных узлов ФГБ и других изделий МКС.

*Настоящая работа проводилась в рамках договора с МАТИ
(в настоящее время МАИ).*

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СВЕРХЛЕГКОГО КЛАССА

А.Д. Рототаев¹
Ю.Л. Кузнецов²

rototaev93@mail.ru

¹АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

²ФГУП «ЦНИИмаш»

В статье приведены результаты теоретического исследования особенностей проектирования РН СЛК. Проведен анализ снижения энерго-массового совершенства РН в зависимости от размерности. Предложены варианты решения данной проблемы, а также возможные перспективы и задачи РН СЛК. Проведен анализ применения различных типов ДУ на РН СЛК, для снижения стоимости запуска, а также повышения массового совершенства ступени.

В настоящее время повышаются требования к оперативности получения информации с КА ДЗЗ и телекоммуникационным услугам, что требует создания космических систем с глобальным покрытием на базе группировок, состоящих из нескольких десятков или даже сотен малых космических аппаратов. Типовыми примерами таких группировок являются проекты OneWeb, а также проект российской системы «Сфера».

Проводя анализ требований к перечисленным выше проектам, можно сделать вывод о необходимости создания РН сверхлегкого класса для точечного и оперативного восполнения группировок спутников.

При проектировании РН СЛК пользоваться устоявшимися методиками нельзя, так как значительно уменьшается энерго-массовое совершенство РН при уменьшении размерности полезного груза. Например, энерго-массовое совершенство РН тяжелого класса «Ангара-А5» составляет 3,17 %, РН Atlas 5 — 2,9 %, РН «Союз 2.1б» — 2,64 % [1], а сверхлегкая РН «Electron» обладает всего 2 % [2] энерго-массового совершенства. Причина такого снижения связана с плохой масштабируемостью системы ПГС и бортового оборудования, при уменьшении размерности ЖРД снижается удельный импульс вследствие падения КПД ТНА и камеры сгорания и т. д.

В связи с этим возникает рост удельной стоимости запуска РН СЛК, но такой рост необходимо минимизировать. Минимизация удельной стоимости можно добиться за счет следующих технологических и конструктивных доработок.

Уменьшение энерго-массового совершенства связано с ухудшением массового совершенства конструкции ступеней по сравнению с РН большей размерности. Такое ухудшение возможно компенсировать за счет конструкционной и технологической оптимизации конструкции ступеней РН СЛК.

В первую очередь необходимо увеличить массовое совершенство ступени за счет уменьшения массы конструкции. Самым очевидным решением в данном вопросе является отказ от тяжелых сухих отсеков, таких как межбаковые отсеки, и замена их совмещенными днищами. Средняя масса межбакового отсека занимает примерно 2...6 % от массы конструкции ступени.

При применении совмещенных днищ возникает проблема, связанная с теплоизоляцией окислителя от горючего при использовании криогенного компонента топлива. Для упрощения решения данной проблемы необходимо применять в связке с переохлажденным кислородом метан. Сочетание кислорода и метана позволит не только упростить вопросы теплоизоляции компонентов при совмещенных днищах, но и увеличить удельный импульс.

Также снизить массу конструкции ступени можно за счет применения алюминий-литиевых сплавов, таких как сплавы 1420 [3] или 1461, позволяющих снизить массу

сухих отсеков примерно на 10...15 %, а массу топливных отсеков примерно на 5...10 %. При этом прочностные свойства у алюминийево-литиевых сплавов на 20-30 % выше сплава АМГ6 и примерно равные прочностным свойствам сплава Д16.

Но нельзя проводить оптимизацию только отдельных элементов ступени. Необходимо, чтобы оптимизация носила системный принцип. Также необходимо провести доработку ЖРД ступени.

Применение нового типа топлива, а также новых материалов в составе конструкции приведет к увеличению стоимости изготовления РН, что недопустимо в классе сверхлегких носителей. Средняя цена у РН подобного класса колеблется в пределах от 20 до 40 тыс. \$ за килограмм (РН «Electron» — 21 тыс. \$/кг, РН «Pegasus» — 35 тыс. \$/кг), что значительно выше стоимости за кг у средних и тяжелых РН. Увеличение этой стоимости можно компенсировать снижением стоимости ЖРД за счет конструкционного упрощения.

Самым простым по компоновке, а, следовательно, и более дешевым является ЖРД с электроприводом состоящий всего из 8 децимальных сборочных единиц [4]. Однако ЖРД с электроприводом нуждается в тяжелых аккумуляторных батареях. Также из-за меньшей мощности электропривода по сравнению с ТНА удельный импульс у ЖРД подобного типа меньше примерно на 5 %.

Также компенсировать стоимость, а также повысить массовое совершенство конструкции можно за счет ЖРД с ТНА открытой схемы с умеренными параметрами, позволяющие снизить стоимость конструкции ДУ, а также использования более энергетически выгодного и дешевого топлива, например, топлива на основе метана. Применение метана является перспективным также из-за:

- сокращается время и стоимость межполетного обслуживания, т.к. двигатель не надо сушить и отмывать от сажи, которая является концентратором и потенциальной причиной разгара горячего тракта ЖРД при последующем запуске;

- возможность создания на СПГ ЖРД восстановительной схемы менее склонного к взрывоопасному развитию НШС, связанных с пожаром насоса окислителя, что позволяет (за счет увеличения на порядок времени развития НШС) оснастить ДУ системой САЗ с высоким уровнем охвата НШС), что важно для многоразовых и потенциально дорогих РН.

Таким образом возможны 2 варианта конструкционной и технологической оптимизации конструкции РН СЛК:

- применение дорогой, но легкой конструкции (на основе композитный материалов (пример РН «Электрон»)) будет оправданно совместно с тяжелым, менее эффективным, но дешевым ЖРД с электроприводом;

- применение ЖРД с ТНА открытой схемы, конструкция которого значительно проще (всего 14 агрегатов по сравнению с 27 агрегатами у ЖРД с ТНА закрытой схемы [4]) и легче конструкции ЖРД с ТНА закрытой схемы. Применение подобного типа двигателя, а также применение в конструкции ступени алюминийево-литиевых сплавов и совмещенных днищ, может позволить существенно повысить массовое совершенство ступени (примерно на 30%), не превысив рыночную стоимость РН СЛК.

Также для компенсации стоимости изготовления является рациональным разработать первую ступень в многоразовом исполнении, что, для задач восполнения орбитальных группировок, является перспективным при пусках 30-40 РН в год. Для многоразовых ступеней применение метановых двигателей становится дополнительно оправданным за счет того, что горючее на основе метана удешевляет стоимость межполетного обслуживания по сравнению с керосиновыми многоразовыми двигателями.

Окончательный выбор можно будет сделать после проведения сравнительного технико-экономического анализа.

Литература:

- [1] Кобелев В.Н., Милованов А.Г. Средства выведения космических аппаратов. М.: Издательство «Рестарт», 2009. 525 с.
- [2] ELECTRON, bold hardware that has revolutionized how we access space. ROCKET LAB USA, 2018. URL: <https://www.rocketlabusa.com/electron> (дата обращения 11.10.2018).
- [3] Арзамасов Б.Н., Соловьева Т.В. Справочник по конструкционным материалам. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 637 с.
- [4] Смирнов И.А. Предложения по созданию и техническому облику маршевого ЖРД с электронасосной системой подачи компонентов топлива летно-экспериментальных демонстраторов многоразового возвращаемого крылатого ракетного блока (МВКРБ) [Презентация с доклада]. М., 2018. 22 с.

СИСТЕМНЫЙ ПОДХОД ПРИ ФОРМИРОВАНИИ РАЦИОНАЛЬНОЙ СТРУКТУРЫ БАЗЫ ДАННЫХ ИСПЫТАНИЙ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Д.Д. Игнатова

А.А. Белкин

В.В. Исаев

К.В. Усенко

andrey.belkin@yahoo.com

АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Рассмотрены проблемные вопросы формирования инфологической модели базы данных для хранения и обработки результатов испытаний изделий РКТ. Приведены примеры аномалий экспериментальных данных. Показаны возможности системного подхода для повышения качества БД в процессе аудита ER-диаграммы за счет нормализации структуры реляционных данных.

Практически любые испытания изделий ракетно-космической техники (РКТ) или их составных частей, выполненные с применением автоматизированных систем, предполагают накопление результатов измерений и их дальнейшую обработку по различным методикам [1].

Накопление результатов, как правило, выполняют в виде баз данных (БД), причем более 90 % из них используют реляционную модель данных [2].

Одной из особенностей реляционных баз данных является их универсальность, однако, это же обстоятельство допускает формирование различных вариантов структуры БД, сильно отличающихся по составу отношений между доменами и способу использования ключевых атрибутов. При этом процесс формирования инфологической модели БД (ER-диаграммы) носит во многом интуитивный характер.

Показано, что для формирования структуры БД, обладающей достаточным функционалом для аналитической обработки результатов испытаний, необходимо расширение предметной области, причем тем большее, чем больше факторов предполагается учитывать при анализе данных. Так, например, для повышения надежности изделий РКТ, характеристики изделий и их подсистем, полученные в ходе наземно-стендовой отработки (НСО), необходимо верифицировать с учетом данных телеметрических измерений (ТМИ), фактически полученных в процессе летных испытаний (ЛИ). Для этого в БД необходимо включить дополнительные атрибуты и сведения о степени соответствия стендового изделия его летному аналогу.

Еще одной проблемой при формировании структуры БД является появление аномалий в данных, возникающих в случае использования многомерных моделей обработки данных, при этом наиболее сложно формализуемой является проблема эффективного расчета экспоненциально растущего количества агрегатов, возникающих при добавлении фактических данных. Например, при формальном синтезе технологического процесса испытаний деталей или сборочных единиц (ДСЕ) добавление нового измерения по виду технологической операции приводит к значительному росту количества записей, необходимых для описания одной операции.

На этапе формирования ER-диаграммы применение системного подхода позволит сформировать наиболее полную схему реляционной базы данных, а на этапе ее аудита выполнить оптимизацию ее структуры.

Также, для формирования рациональной структуры БД предлагается, в дополнение к процедуре нормализации отношений после приведения их к 3-й нормальной форме Бойса-Кодда[3], расстановка специальных меток в данных для наиболее полного раскрытия возможностей использования запросов к БД на языке SQL.

Результаты работы позволят обеспечить использование реляционной БД в качестве основы для построения универсальной информационно-аналитической системы рациональной структуры при проведении испытаний изделий РКТ, что может обеспечить широкие возможности по автоматизированному доступу к данным измерений с использованием расширенных критериев и методик их анализа.

Литература

- [1] URL: http://www.nic-rkp.ru/doc/book_004.pdf (accessed 12 october 2018).
- [2] URL: <https://tagline.ru/database-management-systems-rating/> (accessed 12 october 2018).
- [3] Дейт К. Дж. Введение в системы баз данных = Introduction to Database Systems. 8-е изд. М.: Издат. дом «Вильямс», 2005. 1328 с.

ВОЗМОЖНОСТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ПРОЦЕССА ПОДГОТОВКИ ДОКУМЕНТАЦИИ НА ОСНОВЕ ДИАГРАММЫ ИСИКАВЫ

А.П. Иванова

alexandra.ivanovaa@yandex.ru

А.А. Белкин

В.А. Левин

АО «ГКНПЦ имени М.В.Хруничева»

При современных темпах развития ракетной техники существует вероятность использования в документации требований, предъявляемых к предыдущей версии мастер-модели проектируемого объекта вместо актуализированных для вновь разрабатываемой модели. Исключить подобное можно, рассмотрев связи между документацией на различных уровнях и этапах и создав по полученным данным адаптивную систему работы с документацией на основе диаграммы Исикавы.

Развитие средств автоматизированного проектирования в космической отрасли приводит к стремительному увеличению модификаций ракет-носителей (РН), разрабатываемых для решения различных задач[1]. При этом, документация, разрабатываемая для проведения наземных стендовых испытаний опытных образцов этой техники, не имеет автоматической информационной привязки к испытываемому объекту, что может вызвать нестыковку требований, содержащихся в различных документах, регламентирующих режимы проведения испытаний.

Существует стандартный базовый набор нормативной документации, регламентирующей процесс разработки документации для проведения испытаний. Однако при создании сложных технических систем, например как ступени РН, возникают новые требования, которые не находят отклика в стандартах. Также документы, как технические решения на разных уровнях разрабатываются различными группами лиц, каждое из которых при разработке опирается на свои знания и опыт. Это приводит к тому, что документы могут выглядеть по-разному, что осложняет их согласование и внедрение. А при недостаточном взаимодействии может привести к несовпадению или противоречию в документах. Представляется удобным рассмотреть взаимосвязь между всеми документами, которые должны быть разработаны для достижения определенной цели, например для проведения испытаний РН, помощью диаграммы Исикавы [2].

Применяя методы построения диаграммы Исикавы для наглядного представления уровней взаимосвязи документов в процессе проектирования, создания и наземной отработки частей РН, можно выделить «цепочку» с едиными требованиями, переходящими из одного документа в другой. Например, техническое задание (ТЗ), разрабатываемое на основе тактико-технического задания и исходных данных (ИД), в свою очередь задает требования, отражающиеся в программе испытаний, которая также дополняется различными ИД. В соответствии с программой испытаний проходят реальные или виртуальные (т. е. испытания на математических моделях объекта) испытания, результаты которых представляются в отчетах. Результаты испытаний, представленные в отчетах, должны соответствовать задачам испытаний и другим требованиям ТЗ и программы испытаний. Однако, ввиду многообразия модификаций РН и их внешней схожести, может возникнуть рассогласование между требуемыми режимами испытаний и реально проведенными, которая при обнаружении приведет к необходимости повторения испытаний и как следствие, к переоформлению целого ряда документов, что с большой вероятностью увеличит сроки экспериментальной отработки разрабатываемых изделий. А, если не отследить подобную неточность не удастся на этапе НСО, это может привести к невыполнению РН целевой функции на этапе летных ее испытаний.

Для того, чтобы сократить затраты, предлагается обновить имеющиеся методики по разработке документации, для чего на основе диаграммы Исикавы необходимо разработать автоматизированную систему, учитывающую взаимосвязи между документами, не допускающую рассогласования требований при разработке и распространении документации.

В результате использования предлагаемой методики ожидается сокращение времени на подготовку и согласование документации для испытания современных образцов ракетно-космической техники и повышение качества ее наземной стендовой отработки.

Литература

- [1] Испытательные комплексы и экспериментальная отработка жидкостных ракетных двигателей, двигательных установок и их систем / А.Г. Галеев, К.П. Денисов, В.И. Ищенко и др.; под ред. Н.Ф.Моисеева. М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2012. 368 с.
- [2] Управление качеством на промышленном предприятии / Д.В. Бастыркин, А.И. Евсейчев, Е.В. Нижегородов и др.; под науч. ред. Б.И. Герасимова. М.: Машиностроение-1, 2006. 204 с.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ КОНКУРЕНТНОГО ПРЕИМУЩЕСТВА НА МИРОВОМ РЫНКЕ КОСМИЧЕСКИХ УСЛУГ В СФЕРЕ ВЫВЕДЕНИЯ ЗА СЧЕТ ПРИМЕНЕНИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ГОЛОВНЫХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ

И.В. Михайлов

mikhaylov.iv@khrunichev.ru

И.Г. Оленин

АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Представлен анализ мирового рынка космических услуг в сфере выведения в части головных обтекателей (ГО). Сформированы ограничения при создании крупногабаритных ГО. Приведено общее описание конструкции вновь разработанного крупногабаритного головного обтекателя (КГО) с использованием импортозамещения, обеспечивающего конструктивно-технологическую преемственность с эксплуатируемыми в настоящее время ГО.

Расширение спектра выводимых полезных нагрузок является одним из определяющих факторов, позволяющих повысить коммерческий потенциал и привлекательность предлагаемых средств выведения на мировом рынке космических услуг (МРКУ). Популярность зарубежных аэрокосмических корпораций уже создала коммерчески привлекательные предложения по выведению полезных нагрузок (ПН) на высокоэнергетические орбиты, групповым пускам и пускам крупногабаритных ПН. Для создания такого предложения необходимо было создать крупногабаритные головные обтекатели (КГО) диаметром 5 и более метров, с большим удлинением. Зарубежные космические корпорации предлагают выведение ПН с использованием КГО длиной до 26 метров и диаметром до 5,4 метра:

– «Arianspace» предлагает головные обтекатели (ГО) длиной от 13,21 до 18,37 м при диаметре 5,4 метра при использовании в составе ракет космического назначения (РКН) «Ariane-5»;

– «United Launch Alliance» (ULA) предлагает при использовании в составе РКН «Atlas-V» ГО диаметром 5,42 м и длиной от 20,7 до 26,4 м, из которых 7,43 м занимает базовый модуль под разгонный блок (РБ). При использовании в составе РКН «Delta-IV» предлагаются ГО длиной от 11,7 до 22,4 м и диаметром от 4,07 до 5,14 м;

– «Space X» предоставляет для пусков ГО длиной 13,2 м и диаметром 5,2 м при использовании в составе РКН семейства «Falcon»;

– «Japan Aerospace Exploration Agency» (JAXA) предлагает ГО длиной от 12 до 15 м при диаметре 4 до 5,1 м при использовании в составе РКН семейства «H-II»;

– «China Aerospace Corporation» (CASC) предлагает ГО длиной до 12 метров и диаметром до 4,2 м при использовании в составе РКН семейства «Long March».

В настоящее время в России самыми крупногабаритными ГО являются изделия разработки АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» на основе базового комплекта (БКА), которые имеют диаметр 4,35 м и длину от 13,3 до 17,7 м. Эти ГО используются в составе РКН «Протон-М» и семейства «Ангара». Базовый комплект позволяет проводить адаптацию ГО под различные ПН без значительных изменений конструкции на этапе изготовления обечаек, что позволяет снизить себестоимость ГО за счет применения типовой конструкции. БКА представляет собой обечайки трехслойной конструкции, обшивки которой выполнены из углепластика с алюминиевым сотовым наполнителем. Готовый ГО включает в себя БКА, оснащение и снаряжение. Оснащение включает в себя систему разделения и сброса, фитинги, люки, местные обтекатели. Снаряжение включает в себя тепловую изоляцию, систему термостатирования, пневмосистему, датчиковую аппаратуру.

Применение ГО диаметром более 4,35 метра накладывает ряд ограничений на многие жизненные циклы РКТ. Приведем наиболее значимые.

1. Транспортирование на этапе изготовления. Сложившаяся кооперация при изготовлении ГО предусматривает перевозку заготовок обечаек на предприятие, где совершается сборка, оснащение и снаряжение посредством автомобильного транспорта. Увеличение габаритов повлечет пересмотр времени и маршрута транспортирования.

2. Транспортирование на этапе эксплуатации. Диаметр ГО на основе БКА выбран преимущественно из условий транспортирования железнодорожным (ЖД) транспортом. Для ГО на основе БКА используется два вагона в эшелоне. Дальнейшее увеличение габаритов ГО при той же схеме технологического членения и транспортирования повлечет несоизмеримые с коммерческой выгодой от эксплуатации ГО вложения в ЖД инфраструктуру для обеспечения возможности провоза сверхгабаритных грузов. Транспортирование посредством ЖД является экономически более предпочтительным перед авиационным транспортом.

3. Изменения на техническом и стартовом комплексах. Потребуется новые модификации транспортно-установочных агрегатов, доработка или замена части ферм обслуживания на стартовом столе.

4. Ограничения по режимам полета. Из-за изменения аэродинамических характеристик РКН возникает необходимость либо обеспечения менее нагруженной траектории, либо применения мер, способствующих увеличению прочностных характеристик РКН, что в обоих случаях сказывается на энерго-массовых характеристиках (ЭМХ).

5. Динамика разделения. При увеличении габаритов обтекателя и при сохранении толщины обечайки (оболочки) заметно снижается ее жесткость. Это приводит к увеличению риска возникновения удара вследствие колебаний створок при отделении. Данная проблема широко рассмотрена у зарубежных производителей: проведено моделирование, созданы стенды разделения с эффектом обезвешивания створок при разделении, проведены испытания, которые доказали безударное разделение.

Вновь разработанный КГО имеет диаметр 5,2 метра, длину 17,8 метра. Обечайки трехслойной конструкции, обшивки которой выполнены из углепластика с алюминиевым сотовым наполнителем. Применены современные отечественные углепластиковые материалы и сотовые наполнители. Ранее на предприятиях-поставщиках неоснащенных обечаек использовались импортные компоненты в обшивках и сотовых наполнителях. Импортозамещение при изготовлении КГО приведет к снижению стоимости в серийном производстве и увеличению надежности поставок материалов без снижения механических характеристик. Передний биконус до диаметра 4,35 м изготавливается с БКА. В хвостовой части ГО имеется обратный конус, конфигурация которого учитывает аэродинамические ограничения и обеспечивает обслуживание РБ. Конструкция КГО обеспечивает конструктивную и технологическую преемственность с эксплуатируемыми в настоящее время ГО на основе БКА. Система разделения включает пиромеханические средства, имеющие высокие показатели надежности. Для обеспечения транспортирования посредством ЖД введены продольный и поперечные технологические стыки. КГО разбирается на шесть составных частей по технологическим стыкам и продольному стыку системы разделения. Для КГО предусмотрено три вагона в эшелоне при транспортировании на технический комплекс.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТЕПЛООБМЕННИКА

В.С. Жидков

valerijzhidkov@gmail.com

ДБ «Салют» АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

В работе проведен сравнительный анализ теплообменника третьей ступени РН (ракеты-носителя) «Протон-М». Была разработана конструкция теплообменника адаптированная для 3D печати и подобран материал для изготовления корпуса теплообменника и оборудования.

В настоящее время в различные отрасли промышленности внедряются аддитивные технологии. Они активно применяются в производстве макетов и прототипов различных изделий, что позволяет значительно ускорить и облегчить изготовление экспериментальных макетов и различных изделий. Что в свою очередь ускоряет внедрение в производство. Активное развитие аддитивных технологий стало возможным благодаря бурному развитию компьютерной техники. Многими зарубежными и отечественными промышленными фирмами ведутся исследования в области 3D печати (GE Aviation, SpaceX, Airbus, Boeing, Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов, Томский политехнический университет). Эти работы нацелены на изготовление деталей сложной геометрической формы, а так же дальнейшей топологической оптимизации этих деталей.

Традиционные технологии, которые используются в авиационно- ракетной промышленности, базируются на ручной сварке, применении различных станков с ЧПУ и литейных формах. Такой подход требует больших затрат труда, времени и сырья. С развитием систем автоматизированного проектирования стало возможным разработка и создание геометрически сложных форм деталей после топологической оптимизации. В сравнении с классическим подходом к производству, 3D печать снимает производственные ограничения по возможности создания новых геометрически сложных объектов. Сокращает расход материалов (от 70 до 95 %) и уменьшает затрачиваемое время на изготовление. К недостаткам 3D печати следует отнести низкую производительность, технические ограничения по размеру изделия, высокую шероховатость поверхностей и анизотропность физических свойств.

В данном докладе на примере теплообменника третьей ступени РН «Протон-М» приборной панели рассмотрены возможности для его изготовления с применением аддитивных технологий. Содержание работ по оптимизации теплообменника:

- а) проведен сравнительный анализ нового теплообменника;
- б) сетчатая структура каналов теплообменника обеспечит улучшение распределения теплового потока;
- в) подбор материала для изготовления корпуса и оборудования.

К ВОПРОСУ ОБ ОЦЕНКЕ ЭКВИВАЛЕНТНОСТИ СТЕНДОВЫХ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ УСЛОВИЙ НАГРУЖЕНИЯ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКЕ ИХ СТАТИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ

Д.Б. Данилов

В.А. Морозов

Ю.В. Гайдаржи

vladimir.a.morozov@mail.ru

АО «ГКНПЦ имени М.В.Хруничева»

Завершающим этапом НСО прочности изделий РКТ являются зачетные статические прочностные испытания (ЗСПИ), в процессе проведения которых определяются фактические запасы прочности их несущих конструкций. Достоверность получения истинных значений данного параметра напрямую зависит от близости стендовых и эксплуатационных условий нагружения испытываемых конструкций.

Значительные габариты объектов испытаний (ОИ), высокий уровень нагрузок, воспринимаемых ими в процессе эксплуатации, требуют создания для реализации расчетных режимов их нагружения специальной стендовой оснастки. При этом наличие таких объективных факторов, как конечная жесткость оснастки и возможность применения ограниченного количества нагружающих элементов, определяет необходимость проведения на этапе разработки стендовых систем нагружения (ССН) для ЗСПИ изделий РКТ исследований влияния стендового оснащения на прочностные характеристики испытываемых конструкций.

Настоящая работа посвящена исследованию влияния, оказываемого элементами стендовой оснастки на несущие конструкции изделий РКТ, в процессе их статических прочностных испытаний.

Для сравнения стендовых и эксплуатационных условий нагружения ОИ необходимо проводить исследования ОИ в составе таких систем, проявления которых имеют единую базу интерпретируемых величин, измеримых по какой-либо определенной количественной шкале.

В современной практике расчетов на прочность при проектировании изделий РКТ комплексное исследование прочности проектируемой конструкции проводится в рамках системы «Объект испытаний — смежные отсеки» («ОИ — СО»). Для исследования взаимодействий между элементами системы «ОИ — СО» применяются различные прикладные методы численного анализа, среди которых наибольшее распространение получил метод конечных элементов (МКЭ). МКЭ дает возможность в рамках единой методики рассмотреть практически любую конструкцию и ее нагружение, а наличие в многочисленных программных комплексах, реализующих данный метод, обширной библиотеки конечных элементов позволяет учесть характеристики конкретной исследуемой КЭ модели реальной конструкции.

Поэтому в настоящей работе предложено с помощью МКЭ проводить исследования взаимодействий между элементами системы «Объект испытаний — стендовые системы нагружения» («ОИ — ССН»), образующейся в процессе ЗСПИ рассматриваемой конструкции.

Для объективного суждения о близости стендовых и эксплуатационных условий нагружения ОИ предлагается использовать интегральную оценку по формуле, которая позволяет получить четкие количественные значения степени адекватности стендовых и эксплуатационных условий нагружения несущих конструкций изделий РКТ в процессе отработки их статической прочности.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ НА ГЕРМЕТИЧНОСТЬ С ПРИМЕНЕНИЕМ СОВРЕМЕННЫХ ТЕЧЕИСКАТЕЛЕЙ

В. А. Журавлев

vipercrn@gmail.com

АО «ГКНПЦ имени М. В. Хруничева»

В настоящее время в качестве одного из методов испытаний на герметичность агрегатов и узлов ПГС на предприятии применяется метод «вакууммирования» по ОСТ 92-1527-89. Данный метод, несмотря на его обширное применение в техпроцессах испытаний, не является методом измерений, а основной индикатор — гелиевые течеискатели типа ПТИ не являются средствами измерений, разработаны во второй половине XX века.

Одним из документов определяющим процессы течеискания в ракетно космической технике является ОСТ 92 1527 89 «Контроль герметичности изделий с применением масс спектрометрических гелиевых течеискателей. Методы испытаний». Данный стандарт распространяется на методы испытаний на герметичность деталей, агрегатов, их частей и изделий в целом с применением течеискателей ПТИ которые в данный момент сняты с производства.

В вышеказанном ОСТе, а так же в НТД регламентирующих порядок работы специалиста с течеискателем, прямо упомянуты конкретные модели устаревших течеискателей ПТИ, что ограничивает использование на предприятиях новых моделей течеискателей в методиках, технологических процессах и стандартах. Современные приборы являются полностью автоматическими, не требуют длительной подготовки к работе и расходных тел.

На предприятии с 2010-х годов при испытаниях применяются течеискатели фирмы Adixen (Pfeiffer-vacuum) типа ASM, однако методика испытаний представленная в ОСТ 92-1527 на адаптирована под современный течеискатель.

В статье предлагается к внедрению разработанная на основе 92 1527 89 ОСТ методика проведения испытаний с течеискателями фирмы Adixen (Pfeiffer-vacuum) типа ASM, а так же рассматриваются вопросы по разработке методик не ориентированных на конкретные модели приборов, но учитывающих особенности работы современных течеискателей.

МОДЕРНИЗАЦИЯ ИСПЫТАНИЙ НА ГЕРМЕТИЧНОСТЬ МЕТОДОМ «МУНДШТУКА» ПО ОСТ 92-4291-75 В ЧАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МАССОВЫХ РАСХОДОМЕРОВ

В. А. Журавлев

vipercrn@gmail.com

АО «ГКНПЦ имени М. В. Хруничева»

В настоящее время в качестве одного из методов испытаний на герметичность агрегатов и узлов ПГС на предприятии применяется метод «мундштука» по ОСТ 92-4291-75. Данный метод, несмотря на его обширное применение в техпроцессах испытаний, не является методом измерений, и позволяет провести только индикацию негерметичности изделия.

В статье рассмотрены основные методы испытаний на герметичность, применяемые на предприятии, приведена их классификация.

Приведены основные расчетные параметры и характеристики метода «мундштука». Рассмотрены принципиальные схемы и методика испытаний, в том числе комбинированные испытания при воздействии различных ВВФ с одновременным контролем негерметичности.

В ходе исследования систематизированы основные преимущества и недостатки испытаний на герметичность методом «мундштука»

В статье предложено модернизировать испытания на суммарную герметичность методом «мундштука» по ОСТ 92-4291-75.

В качестве модернизации предлагается замена пузырькового устройства для индикации истечения газа на массовые расходомеры с цифровым выходом, например фирмы Bronkhorst High-Tech, Нидерланды, внесенные в Госреестр СИ.

Рассмотрены принцип действия, характеристики массовых расходомеров, разработана примерная схема и методика испытаний. Рассмотрено фирменное программное обеспечение, позволяющее приводить наглядные временные зависимости негерметичности. Предварительно проработаны ТЗ и технико-коммерческие предложения по поставке и внедрению расходомеров.

Предложенная модернизация позволит сократить время подготовки и проведения испытаний на герметичность методом «мундштука», повысить качество, достоверность и точность испытаний на герметичность методом «мундштука», повысить эргономичность испытаний и автоматизировать процесс испытаний.

ПОЛУЧЕНИЕ БАЗОВЫХ МАСЕЛ ДЛЯ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ ПРИВОДОВ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

С.А. Адаспаева

АО «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева», Ракетно-космический завод

Высокий уровень конкуренции среди производителей гидравлических и других видов масел, а также все более жесткие требования со стороны потребителей, обусловили быстрое развитие новых технологий производства базовых масел. Среди наиболее востребованных, по-прежнему остаются базовые масла с невысокой себестоимостью и хорошими трибологическими свойствами. Новая техника и повышение степени экологической ответственности требует снижения содержания в базовых маслах примесей гетероорганических соединений и парафиновых углеводородов, тем самым увеличения индекса вязкости и снижения температуры застывания базовых масел.

Современное производство нефтяных смазочных масел основано на экстрактивном разделении нефтяных фракций с помощью полярных растворителей, которые способны преимущественно растворять полициклические ароматические углеводороды и смолистые соединения. Селективная очистка масляного сырья избирательными растворителями является одной из основных в технологии производства нефтяных масел. Растворение компонентов масляных фракций в полярных растворителях происходит как за счет дисперсионного взаимодействия, так и за счет поляризации неполярных и ориентации полярных молекул углеводородов, т. е. за счет индукционного и ориентационного взаимодействия. Последние во многом зависят от состава и организации нефтяной дисперсной системы, которой является сырая масляная фракция.

Определенное влияние на структуру дисперсной системы оказывают волновые воздействия, в частности магнитное поле и ультразвуковые колебания. Проведены экспериментальные исследования влияния волновых воздействий на эффективность очистки масляных дистиллятов. В качестве объекта исследования была взята масляная фракция Волгоградского нефтеперерабатывающего завода.

Масляный дистиллят подвергали обработке ультразвуком с основной частотой излучателя 40 кГц. Магнитную обработку проводили на проточной установке с использованием постоянных магнитов (индукция 0,08-0,12Тл) с линейной скоростью потока 0,003-0,008 м/с. Критериями оценки служили такие показатели качества масла, как индекс вязкости, температура застывания, плотность, а также температура процесса.

В процессе исследований изменяли условия обработки: комбинацию волновых воздействий или только одно из них, магнитную индукцию, скорость потока масляного сырья. Установлено, что при совместном влиянии магнитного поля и ультразвука при максимальной индукции и минимальной скорости потока сырья, индекс вязкости увеличивался на 20-23 единицы, температура застывания снижалась на 3 0С, а температура процесса снижалась на 4-100С, плотность масляной фракции оставалась неизменной.

Проводили также оценку размера частиц дисперсной фазы при разных условиях обработки. Установлено, что размер дисперсных частиц заметно изменяется в достоверно значимой области. Таким образом, использование волновых воздействий при селективной очистке масляных дистиллятов приводит к повышению качества базового масла и снижению энергзатрат процесса очистки.

КОНЦЕПТУАЛЬНАЯ ОСНОВА ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО СИНТЕЗА ВЫСОКО-ЭФФЕКТИВНЫХ СИСТЕМ ОБНАРУЖЕНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ В РАЙОНАХ ПАДЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ, ОТДЕЛЯЕМЫХ ОТ РАКЕТ СТРАТЕГИЧЕСКОГО И КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ТРАЕКТОРИЯХ ИХ ПОЛЕТА В ХОДЕ ИСПЫТАНИЙ И ШТАТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

*Л.Г. Азаренко
Г.Г. Вокин
К.В. Лашманов*

АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

В статье излагаются подход и актуальные вопросы исследовательского синтеза высокоэффективных транспортабельных систем поиска и определения координат в районах падения элементов, отделяемых от ракет, с учетом дислокации упрежденных районов падения и физических условий на их территориях. В основу принципов построения упомянутых систем положено рациональное комплексирование традиционных и нетрадиционных датчиков информации различной физической природы, фиксирующих моменты приземления отделившихся частей ракет.

Районы падения отделяемых элементов от ракет, технология синтеза систем обнаружения и определения координат элементов, датчики различной физической природы, комплексирование.

Основные требования к системе поиска и определения координат отделившихся от конструкции ракет элементов сводятся к повышению вероятности обнаружения и

повышения точности координат приземлившихся элементов, представляющих экологическую или физическую угрозу.

Основным содержанием предлагаемого подхода является поиск путей и способов заблаговременного оперативного оснащения упрежденных районов падения элементов конструкции ракет переносной транспортабельной аппаратурой и оборудованием, с помощью которых можно было бы достаточно быстро обнаруживать и отыскивать упавшие на землю опасные элементы конструкции ракет, подлежащих своевременной эвакуации после проведения соответствующих работ по их экологическому обезвреживанию. Основу упомянутой аппаратуры составляют локальные измерительные пункты (ЛИП), которые устанавливаются с помощью вертолетов в узлах определенной сети с достаточно точно известными координатами. ЛИП содержат блоки датчиков различной физической природы, источники автономного питания, радиотехнические средства связи и управления для коммуникации с оперативным командным пунктом, расположенным в стороне от района падения (РП).

Как известно, существующие подходы и приемы по обнаружению и определению координат отделившихся от ракет элементов являются малоэффективными: точность баллистического прогнозирования не высока, а вертолетный или, тем более, пеший мониторинг требуют много времени. Кроме того, традиционные мероприятия по поиску элементов требуют большого числа людей и соответствующей вспомогательной техники. Особенно это критично для лесных и гористых районов падения элементов вторых ступеней ракет.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РЕШЕНИЙ ОБЩИХ ВОПРОСОВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ ПРОИЗВОДСТВА ДЛЯ СБОРОЧНОГО ПРОИЗВОДСТВА

Д.А. Шканов¹

dmi-shkanov@mail.ru

В.Д. Костюков²

К.Н. Цепляева¹

¹АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

²Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)

В статье рассматриваются вопросы моделирования оптимальных решений при технологической подготовке производства (ТПП) в производстве ракетно-космической техники (РКТ).

Особенностью современного производства сложных изделий является широкая международная кооперация изготовителей изделия и поставщиков комплектующих, взаимодействующих на рыночных условиях. Одним из самых затратных элементов этапа производства является закупка комплектующих у субпоставщиков. Вместе с тем, именно в этом существует реальная возможность снижения непроизводительных затрат и оптимизации производства. Стоимость разработки и производства может быть снижена на 20-30% путем выбора лучших субпоставщиков, автоматизации документооборота, повышения скорости обработки заказов. При взаимодействии изготовителей изделия и поставщиков машиностроительной продукции важными факторами являются качество изделий, стоимость производства, способы и срок поставки комплектующих. В связи с этими при выборе поставщиков комплектующих необхо-

димо анализировать схемы конструктивно-технологического и эксплуатационного членения сложного изделия, прогнозировать производственные возможности предприятий и выбирать рациональный маршрут доставки комплектующих головному предприятию.

Чтобы упорядочить свою производственно-экономическую деятельность и создать базу для последующих улучшений предприятию необходимо наладить точный учет и планирование всех ресурсов. За рубежом эту проблему решают за счет внедрения интегрированных корпоративных систем управления, взаимодействующих с широким спектром производственных автоматизированных систем конструкторского и технологического назначения, функционирующих в составе компьютеризированного сертифицированного производства. В области создания компьютеризированного интегрированного производства в аэрокосмической отрасли накоплен определенный опыт на примере изготовления 33 тысяч элементов теплозащитного покрытия космического корабля «Буран». Оптимальные решения по уровню автоматизации проектных работ и производственному процессу, применению принципов групповой технологии, позволили в сравнительно короткий срок справиться с поставленными задачами по выпуску необходимого количества изделий. Оработана концепция и проектные решения создания многоцелевого компактного интеллектуального сертифицированного производства — КИСП, способного в сжатые сроки свертывать производство устаревшей продукции и быстро безубыточно переходить к выпуску новой сертифицированной продукции в пределах технических возможностей основного технологического оборудования и производственных систем. Одним из основных компонентов такого производства является автоматизированная система технологической подготовки АСПП.

Основными элементами методики информационного сопровождения производственных стадий жизненного цикла продукции являются: поддержка базы конструкторско-технологических данных, необходимых для решения задач технической подготовки производства; формирование базы производственно-технологических данных, используемых для решения задач планирования; выделение унифицированного набора организационно-экономических показателей, присущих видам производственных процессов; интеграция решений, полученных различными методами. Используемые концептуальные подходы к разработке операционного производства как комплекса процессов, выполняемых на первичных уровнях производственной системы, являются основой для характеристики места их исполнения, состава исходных ресурсов, технологического способа преобразования.

НОВЫЕ НАУКОЕМКИЕ ТЕХНОЛОГИИ В ЭЛЕКТРО-ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИХ МЕТОДАХ ОБРАБОТКИ

С.В. Кушнаренко¹

А.О. Фомичев²

Ю.П. Астахов²

К.А. Богданов²

kushnarenko@list.ru

darkdragon6666@mail.ru

¹ АО «НПО «Энергомаш» имени академика В.П. Глушко

² ФГУП «НПО «Техномаш»

Острая необходимость эффективно обрабатывать детали сложной формы из материалов труднообрабатываемых резанием предопределили возникновение ряда новых технологических методов, которыми стали электро-физические и химические методы

обработки. Введение комбинированных методов обработки (совмещая ультразвук, электрохимию, электроэрозию) позволяет интенсифицировать процесс обработки, решать конкретные технологические задачи, улучшать качество обрабатываемой поверхности.

Разработка и внедрение технологий комбинированной обработки базируется на достижениях в области технического описания соответствующих физико-химических процессов, построения адекватных моделей и вытекающих из их анализа инженерных методик расчета или выбора параметров режима и оценки достигаемых технологических характеристик.

Переход от лабораторного эксперимента к опытно-промышленной апробации комбинированного метода и применению технологий на его основе в серийном производстве сдерживается в большинстве случаев отсутствием или недостаточным техническим уровнем существующего оборудования.

Можно выделить два основных пути развития технологического оборудования для комбинированных методов обработки. Первый из них связан с модернизацией существующих станков и источников питания для реализации отдельных единичных процессов обработки, на основе которых создан комбинированный метод, а второй — с разработкой специального оборудования и его элементов. Опыт показывает, что модернизация позволяет быстрее и с меньшими затратами внедрять комбинированные технологии, но при этом не всегда удается в полной мере реализовать их достоинства и преимущества.

Следует отметить тот факт, что каждый комбинированный метод обладает как преимуществами, так и недостатками. Поэтому важной задачей является определение и обоснование области эффективного применения каждого метода с учетом степени сложности объектов обработки, применяемых материалов и типа соответствующего производства [1].

В статье рассмотрено применение ультразвуковых колебаний при электроэрозионной прошивке отверстий. Известны исследования в области электроэрозионной обработки с наложением ультразвуковых колебаний. Так, работа М.К. Мицкевича [2] является одной из первых работ, посвященных влиянию вибраций (как низкочастотных, так и ультразвукового диапазона) на процесс электроэрозионной обработки. Установлено, что сообщение одному из электродов низкочастотных вибраций приводит к повышению производительности процесса на 15...40%, в основном, за счет предотвращения короткого замыкания между электродами. Также установлено, что вибрации способствуют повышению стабильности процесса за счет создания условий, при которых происходит своеобразная «сортировка» импульсных разрядов по их начальным энергиям. Отмечено, что для каждого параметра режима обработки существуют оптимальные параметры вибрации. Использование параметров вибрации, не соответствующих параметрам контура, может привести к многократному снижению производительности. Предложено теоретическое описание процесса электроэрозионной обработки с наложением вибраций низких частот.

Известны исследования, связанные с выяснением влияния наложения ультразвукового поля на операцию электроэрозионной прошивки глубоких отверстий малого диаметра (0,2...2 мм). Для очистки межэлектродного промежутка от диспергированных продуктов эрозии, где предлагается использовать ультразвуковые колебания, накладываются на электрод-инструмент с частотой 22...44 кГц и амплитудой, не превышающей 0,1...0,2 от величины межэлектродного промежутка [3, 4].

Литература

- [1] Научно-технические технологии машиностроительного производства. Физико-химические методы и технологии: учеб. пособие / Б.П. Саушкин и др. М.: Форум, 2013. 928 с.

- [2] Мицкевич М.К. Исследование влияния низкочастотных вибраций и ультразвука на процесс электроэрозионной обработки: дис. ... канд. техн. наук (164). Минск, 1969.
- [3] Кавтарадзе О.Н., Липчанский А.Б. Вероятностная оценка и прогнозирование прохождения рабочих импульсов в межэлектродном промежутке при электроэрозионной прошивке с наложением ультразвуковых колебаний // Электронная обработка материалов. 1990. № 2. С. 3–5.
- [4] Кавтарадзе О.Н., Гай Е.Ю. Электроискровая обработка материалов с наложением ультразвуковых колебаний // Обзоры по электронной технике. Сер. 7. Технология, организация производства и оборудование. 1982. С. 2–20.

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ ПРОРЫВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ РОССИИ И ПРОБЛЕМЫ ИХ РАЗРАБОТКИ И ВНЕДРЕНИЯ

О.В. Гапоненко

gaпоненko@tmnpo.ru

ФГУП «НПО «Техномаш»

Изложены стратегические цели, стоящие перед Россией в области космической деятельности, и основные проблемы, требующие решения. Приводятся приоритетные направления космических функциональных и космических промышленных технологий, которые обеспечат технологический прорыв в космонавтике, и наиболее значимые проблемы их разработки и внедрения.

В сфере космической деятельности перед Россией стоят глобальные стратегические цели («большие вызовы»). Необходимо:

- снижение стоимости вывода полезного груза на низкую опорную орбиту (в разы!);
- увеличение срока активного существования космических аппаратов (КА);
- повышение надежности ракетно-космической техники (РКТ), снижение числа отказов, предотвращение катастрофических последствий;
- разработка РКТ с уровнем тактико-технических характеристик (ТТХ) эффективность/стоимость, позволяющим асимметрично парировать угрозы вероятного противника.

Достижению указанных стратегических целей препятствуют проблемы, стоящие перед ракетно-космической промышленностью (РКП) России:

1. Отсутствие радиационно-стойкой элементной базы.
2. Критический уровень импортозависимости в станкостроении, существующие или ожидаемые экспортные ограничения в приобретении станков.
3. Экспортные ограничения в доступе к суперкомпьютерам экзафлопсного уровня, сетевым и облачным технологиям.
4. Критическая импортозависимость в общем и специальном программном обеспечении (ПО), недоступность некоторых видов ПО (в частности для моделирования аэрогазодинамических процессов).
5. Морально и физически устаревшее технологическое оборудование, высокая трудоемкость изготовления РКТ, низкая производительность труда, высокая себестоимость конечной продукции.
6. Низкий уровень цифровизации производства. Требуются:
 - PLM, MES, ERP – системы;
 - 3D-моделеориентированное производство;

– единая информационная среда контроля и поддержки принятия управленческих решений отраслевого уровня.

Для решения данных проблем необходимо опережающее технологическое развитие РКП. При этом следует учитывать обстоятельство: традиционно космические технологии делятся на космические функциональные и космические промышленные. К первым относятся технологии функционирования космических аппаратов, систем, средств выведения при использовании их по целевому назначению, ко вторым технологиям производства изделий космической техники, их детали и сборочные единицы (ДСЕ), а также технологии получения и обработки материалов для космической техники. Однако граница между названными классами технологий размыта. Одна и та же технология в зависимости от уровня готовности может быть отнесена и к функциональным, и к промышленным. Кроме того, прогнозируется появление технологий, которые являются функциональными и промышленными по определению. Например, технологии сборки, ремонта и обслуживания КА на орбите, технологии получения деталей на орбите при помощи 3D-печати.

Прорывными направлениями космических функциональных технологий являются:

1. Перспективные средства выведения, в том числе многоразовые и частично многоразовые.

2. Двигателестроение:

– криогенные ЖРД H₂/O₂ и CH₄/O₂ большой мощности;

– электроракетные двигатели;

– гиперзвуковые прямоточные воздушные реактивные двигатели;

– космические транспортные системы с ядерной установкой;

– топлива и материалы для РДТТ.

3. Робототехника и автономные системы.

4. Гиперзвуковые технологии.

5. Технологии создания кластеров малых КА. Создание многоспутниковых группировок на основе технологий сетецентрического управления.

6. Лазерные, оптические и оптико-электронные технологии. (для ДЗЗ и передачи информации). Технологии работы в ИК, УФ, рентгеновском и радио — диапазонах для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ).

7. Технологии бортового и наземного хранения, оперативной обработки и анализа больших массивов разнородных данных на основе методов искусственного интеллекта.

8. Космическая связь и ретрансляция широкополосных сигналов в целях обеспечения цифровой связью и интернетом всей территории России.

9. Бортовые системы генерации, хранения и передачи энергии. Космические электростанции. Технологии создания КА на основе ядерных энергетических установок в рамках выполнения целевых задач, для решения которых нужна высокая энергооборуженность: межорбитальные транспортные операции (выведение на ГСО, лунные и межпланетные перелеты), глобальный радиолокационный мониторинг, связь с объектами дальнего космоса, передача энергии на большие расстояния в различных диапазонах электромагнитного излучения.

10. Системы жизнеобеспечения и защиты здоровья человека при длительной работе в космическом пространстве, в том числе и вне пределов магнитного поля Земли.

Прорывные направления космических промышленных и материаловедческих технологий:

11. Передовые промышленные технологии:

– промышленные робототехнические системы;

– технологии металлообработки (фрикционная сварка с перемешиванием, электронно-лучевая сварка в вакууме, станки фрезерования вафельного фона на криво-

линейных деталях больших размеров, механообработка с использованием высокоскоростного резания);

- лазерные технологии резки, сварки, перфорации;
- технологии импульсной и плазменной обработки;
- технологии получения изделий из композитов и обработки композитов с полимерной и керамической матрицей;
- технологии испытаний и неразрушающего контроля и диагностики производственных процессов;

– производственные процессы электроники и оптики (производство фотоэлементов, производство широкоапертурных оптических элементов, производство электрорадиоизделий (ЭРИ) для экстремальных сред;

- интеграция производства и киберфизических систем (аддитивные технологии, технологии «near-net shape», цифровое 3D-моделеориентированное производство);
- технологии производственных операций в космосе (изготовление деталей на орбите аддитивными методами, ремонт и обслуживание КА на орбите, сборка КА на орбите).

12. Технологии получения материалов и покрытий для космической техники. Способы обработки материалов и нанесения покрытий по направлениям:

- термостойкие материалы, включая углерод-углеродные и углерод-керамические композиты, интерметаллидные сплавы Ti-Al, Ni-Al, Nb-Al, Fe-Al для особо теплонагруженных деталей и узлов ЖРД;

- термозащитные материалы и покрытия;
- криостойкие материалы и покрытия;
- радиационно-стойкие материалы и покрытия;
- облегченные материалы и структуры конструкции РН и КА;
- низкоабляционные материалы;
- технологии создания материалов с заданными свойствами (нанотехнологии).

Технологии перечисленных направлений разрабатываются в отрасли в рамках действующих ФКПР и ГП «Развитие ОПК» и имеют разную степень технологической готовности. Ряд прорывных технологий также включены в проект ГП РФ «Развитие ОПК» на очередной программный период.

При рассмотрении результатов выполнения программных мероприятий — «технологических» НИОКР — особое внимание уделяется внедрению разработанных технологий. Технологии, как правило, внедряются путем реализации специального инвестиционного проекта в разделе капитального строительства соответствующей программы.

Однако разработке и внедрению прорывных технологий мешают следующие причины:

1. Недостаточное и неравномерное финансирование НИОКР. Практика секвестирования бюджетного финансирования ФЦП и ГП.

2. Изношенность технологического оборудования и основных фондов предприятий РКП.

3. Экспортные ограничения и импортозависимость в станках, вычислительной технике, отдельных видах материалов.

4. Отсутствие трансфера технологий между отраслями и внутри отрасли. Ведомственная разобщенность предприятий-производителей БРТ и РКТ.

5. Дефицит квалифицированных кадров на предприятиях РКП и в ГНИО отрасли.

6. Отсутствие единого информационного пространства РКП.

Решение стоящей перед Россией задачи технологического прорыва и достижения мирового лидерства в научно-технической области в космической деятельности должно быть выполнено путем приоритетного развития приведенных технологических направлений и направленности управленческой деятельности всех уровней на устранение или снижение влияния указанных выше негативных факторов.

ОСОБЕННОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ В ИНТЕГРИРОВАННЫХ СИСТЕМАХ

А.О. Бутко
Г.Е. Семенов

mati-tias@yandex.ru
grigory_semenov@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В работе рассматриваются вопросы взаимодействия и интеграции автоматизированных систем при моделировании сложных изделий ракетно-космической техники (РКТ). Предлагаются решения для снижения затрат на проектирование путем сокращения времени поиска оптимальной конфигурации изделия за счет использования укрупненной расчетной модели.

В настоящее время с помощью современных комплексных систем как TFLEX, NX, CATIA и др. разрабатываются сложные и ресурсоемкие параметрические модели различных технических объектов и довольно часто возникает необходимость многократных построений и обработок этих моделей при варьировании исходными данными в целях нахождения оптимальной конфигурации или даже оптимального значения всего одного важного параметра.

Выбор оптимальной конфигурации при работе непосредственно с моделью объекта выполненной в таких системах как T-FLEX, NX и представляющей большой объем информации, особенно для сложных изделий РКТ, содержащих множество мелких деталей, требует наличия либо высокопроизводительных машинных ресурсов, либо значительных затрат времени.

Данная ситуация имеет несколько вариантов решений в зависимости от обрабатываемой модели. Если модель сравнительно мала и время ее построения удовлетворительно для многократных пересчетов то можно ограничиться простыми перепостроениями при изменении исходных данных. В случае когда модель очень сложна и ее обработка требует значительных машинных ресурсов и времени возможен вариант проведения расчетов вне модели с занесением полученных оптимальных результатов в модель и единственным ее пересчетом.

Наиболее приемлемое решение данного вопроса видится в использовании упрощенной (укрупненной) структурно-параметрической модели для выбора оптимальной конфигурации объекта с последующим переносом полученных параметров на модель изделия в T-FLEX или NX.

Здесь конструктору желательно иметь средства автоматического проведения единожды введенного расчета и передачи результатов в модель. В проведенной работе в качестве расчетного компонента решения был использован программно-методический комплекс структурно-параметрического моделирования (ПМК СПМ), который позволяет создать укрупненную модель любого технического объекта с интегрированными расчетами [1]. Разработанные с помощью этого комплекса модели могут даже не иметь геометрической составляющей, а просто содержать все необходимые расчеты. Пересчет таких моделей требует незначительного времени и минимальных машинных ресурсов. Конечно на разработку моделей с помощью ПМК СПМ будет затрачено определенное время, но вполне вероятно, что многократные пересчеты объемных моделей могут потребовать больших затрат и в некоторых случаях привести к повреждению файлов модели.

Таким образом, разработанная модель будет представлять либо укрупненный объект с интегрированным расчетом, либо просто расчет необходимых характеристик. В структурно-параметрических моделях возможно описание любых достаточно сложных инженерных расчетов [2].

После завершения работы с такой моделью возникает задача передачи результатов расчетов в основную модель в САПР, несомненно можно ввести все результаты вручную, но этот способ потребует определенных временных затрат и уровень ошибок будет достаточно высок, особенно при большом объеме данных. Поэтому рассматривается вариант автоматизации процесса передачи информации с использованием программных средств. В целях решения этой задачи в рамках проводимой работы были разработаны модули взаимодействия ПМК СПМ с системами T-FLEX и NX.

Первым был разработан модуль взаимодействия с системой T-FLEX, в нем реализуется двусторонний обмен данными между ПМК СПМ и системой T-FLEX. В дальнейшем планируется возможность передачи не только параметрической информации, но и геометрии. Модуль разрабатывается с помощью библиотек функций T-FLEX и должен обеспечить адаптацию методик структурно-параметрического моделирования, ориентированных на решение задач технической подготовки производства в системе T-FLEX.

Основой или исходными данными для работы модуля предполагается укрупненная структурно-параметрическая модель, воспроизводящая необходимые структурные и геометрические характеристики изделия и содержащая расчеты различных его параметров. Модель должна обеспечивать варьирование конфигурацией моделируемого объекта на основе определенных параметров. Для обеспечения передачи параметров модель подключается к модулю. Результатом работы является параметрическая модель T-FLEX реализующая выбранную оптимальную конфигурацию объекта. Модель представляет изделие-аналог и подключается к модулю непосредственно перед передачей параметров. В модели могут быть реализованы необходимые инженерные расчеты, результаты которых будут считаны модулем и переданы в структурно-параметрическую модель. Реализована возможность сохранения всех настроек, установленных пользователем для работы модуля в файл протокола для использования в дальнейшем.

Для отработки процесса работы модуля взята модель конвейера для подачи груза. Создана укрупненная модель объекта, реализованная с помощью ПМК СПМ и основная модель в системе T-FLEX. Конвейер является составной частью модели более сложного объекта. В качестве искомого оптимального параметра здесь выбрана длина лотка конвейера.

По аналогии с модулем взаимодействия ПМК СПМ с системой T-FLEX был разработан модуль взаимодействия с системой NX обеспечивающий двусторонний обмен данными между этими системами. Модуль разрабатывался в среде Microsoft Visual Studio и представляет собой типовое приложение. На данном этапе реализована функция двусторонней передачи информации между ПМК СПМ и системой NX.

Как и для модуля интерфейса с системой T-FLEX входными данными для работы приложения является укрупненная структурно-параметрическая модель, воспроизводящая необходимые структурные и геометрические характеристики объекта и содержащая расчеты его основных параметров. Также модель должна обеспечивать управление конфигурацией моделируемого объекта на основе варьирования входных параметров. Обеспечена возможность сохранения программных настроек, установленных пользователем для работы модуля в файл протокола для ускорения процесса. Работа обоих модулей полностью аналогична.

Для отработки процесса использован тестовый пример работы модуля с моделью сопла и камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). Взята укрупненная модель объекта, реализованная с помощью ПМК СПМ и основная модель в системе NX. В качестве передаваемого параметра здесь выбрана длина сопла ЖРД. Модель содержит достаточно сложный инженерный расчет ключевых параметров ЖРД, включая расчет форсунок и режимов подачи топлива [3]. Расчет реализован с использованием

математического аппарата в NX и СПМ и связан с геометрическими характеристиками модели через соответствующие переменные. Таким образом, при построении модели автоматически рассчитываются и используются реальные результаты, влияющие на функционал и габаритные характеристики камеры.

Использование разработанных модулей позволит заметно сократить ресурсные или временные затраты при разработке моделей сложных технических объектов РКТ и обеспечит удобство работы при организации взаимодействия инструментальных средств моделирования.

Литература

- [1] Цырков А.В. Методология проектирования в информационной мультиплексной среде. М.: ВИМИ, 1998. 281 с.
- [2] Бутко А.О., Колесников Д.А. Особенности реализации алгоритма взаимодействия автоматизированных систем // Избр. науч. тр. XVI Междунар. науч.-практич. конф. «Управление качеством», 2017. С. 117–122.
- [3] Бутко А.О., Колесников Д.А. Автоматизация процесса построения и анализа модели форсунки жидкостного ракетного двигателя // Избр. науч. тр. XV Междунар. науч.-практ. конф. «Управление качеством», 2016. С. 115–119.

БЛОКЧЕЙН-ТЕХНОЛОГИИ ДЛЯ НЕПРЕРЫВНОЙ ПОДДЕРЖКИ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ПРОДУКЦИИ, КОМПЬЮТЕРНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПРОГРАММНЫХ СИСТЕМ, ОПЕРАТИВНОЙ АНАЛИТИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ И ОПЕРАТИВНОЙ ОБРАБОТКИ ТРАНЗАКЦИЙ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Л.С. Раткин^{1,2,3}

rathkeen@bk.ru

¹ Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»

² ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН

³ АРГМ

Рассматривается применение блокчейн-технологий в ракетно-космической технике на примере создания комплекса отраслевых информационных систем (ОИС). Представленные решения защищены патентом на изобретение. Особое внимание уделяется технологиям непрерывной поддержки жизненного цикла продукции (CALs), компьютерного проектирования программных систем (CASE), оперативной аналитической обработки данных (OLAP) и оперативной обработки транзакций (OLTP).

В докладе рассматривается создание «информационных ветвей» — многочисленных непрерывных последовательных цепочек блоков с данными [1]. Блокчейн-технологии позволяют их конструировать по заранее определенным правилам [2]. Предлагается независимое хранение и параллельная обработка последовательностей блоков на разных компьютерах различных вычислительных систем предприятий ракетно-космической отрасли [3]. Блокчейн-технологии относятся к ОИС, работающим с реплицированными распределенными базами данных (БД) и системами управления базами данных (СУБД), позволяя обрабатывать взаимосвязанные информационные блоки в разных предметных областях. Например, блоком транзакций является структура для хранения и обработки информационных массивов данных, объединенная в группу транзакций и записанная в блок с применением технологий оперативной аналитиче-

ской обработки данных (OLAP) и оперативной обработки транзакций (OLTP). Поскольку в каждом блоке транзакции присутствует информация о предшествующем (так называемом родительском блоке), их цепочка содержит данные о всех операциях, проведенных в БД. Список транзакций и заголовков блока, объединяющий хеши настоящего и предыдущего блока с транзакциями и дополнительной служебной информацией, формируют блок, который принимается пользователями в ОИС на условиях, если значение хеша совпадает или меньше числа, значение которого в целях безопасности корректируется периодически. Важной особенностью блокчейн-технологий является приблизительно одинаковая скорость генерации блоков транзакций, которая не зависит от вычислительных мощностей вычислительных систем. При репликациях распределенной БД блоков транзакций возможно, что один и тот же блок транзакций будет предыдущим (так называемым родительским) для ряда новых блоков, что приводит к параллельному вычислению адресов возникающих «ветвей блоков» транзакций, в каждом из которых возможны совпадающие и различающиеся транзакции. Таким образом, блокчейн-технологии позволяют отслеживать процесс формирования продукции (например, нового изделия, используемого в ракетно-космической технике, а также программных инструментов мониторинга ее производства — ОИС или СУБД) на всех этапах ее жизненного цикла с помощью технологий непрерывной поддержки жизненного цикла продукции (CALS) и компьютерного проектирования программных систем (CASE).

Данные из БД могут храниться частями на разных серверах различных вычислительных систем, и их взаимодействие обеспечивается за счет транзакций, объединяемых в блоки. Часть данных из БД хранится на отдельных специализированных серверах, предназначенных для обработки записей. Транзакционный блок включает данные, например, об операциях обмена информацией о продукции и услугах между БД с помощью технологий непрерывной поддержки жизненного цикла продукции (CALS), компьютерного проектирования программных систем (CASE), оперативной аналитической обработки данных (OLAP) и оперативной обработки транзакций (OLTP).

Поддерживаемая на постоянном уровне скорость генерации блоков транзакций позволяет работать с разными серверами различных вычислительных систем. Возникающая «цепочка блоков» (в английской терминологии — «Block chain»), генерируемая блокчейн-технологиями, содержит записи о всех транзакциях, проведенных с помощью технологий оперативной аналитической обработки данных (OLAP) и оперативной обработки транзакций (OLTP). Возникает множество копий БД ОИС на фиксированный момент времени, регулярно обновляемых через определенные временные интервалы и рассылаемые в информационные хранилища и репозиторные системы (например, стеганографические репозитории — так называемые стегорепозитории) разных серверов, подключенных к различным вычислительным системам, принимающих участие в обработке данных «цепочки блоков». В докладе рассматривается хранение информации БД ОИС в зашифрованном виде, но допускается применение криптографических алгоритмов, например, методом асимметричного шифрования. Поскольку новый транзакционный блок хранит в себе, как в контейнере (например, стеганографическом), информацию о подтвержденных транзакциях всех предыдущих блоков, его изменение приведет к редактированию содержимого каждого из них. Такие правила формирования «цепочки блоков» с помощью блокчейн-технологий повышают уровень ее информационной защиты, хотя внесение некоторых изменений (например, добавление и удаление определенных блоков транзакций) все же возможно при соблюдении ряда правил, которые в рамках данного доклада не рассматриваются.

Основным выводом является то, что использование блокчейн-технологий позволяет повысить эффективность работы, в том числе транспортных предприятий и организаций, оптимизировать графики производственных циклов и минимизировать

риски реализации инвестиционных проектов [4]. Транзакционный механизм реализуется, в частности, с помощью технологий непрерывной поддержки жизненного цикла продукции (CALS), компьютерного проектирования программных систем (CASE), оперативной аналитической обработки данных (OLAP) и оперативной обработки транзакций (OLTP).

Литература

- [1] Генкин А., Михеев А. Блокчейн. Как это работает и что ждет нас завтра. М.: Альпина Паблшер, 2017. С. 177.
- [2] Мелани Свон. Блокчейн: Схема новой экономики. М.: ЗАО «Олимп-Бизнес», 2016. С. 17.
- [3] Тихвинский В.О., Терентьев С.В., Высочин В.П. Сети мобильной связи LTE/LTE Advanced: технологии 4G, приложения и архитектура. М.: Издат. дом «Медиа Паблшер», 2014. С. 310–328.
- [4] Горелик А.Л., Раткин Л.С. Об устойчивости корпоративных информационных сетей // Вопросы оборонной техники. 2003. № 2 (315). С. 43–45.

ТЕХНОЛОГИИ СТЕГАНОГРАФИЧЕСКОГО БЛОКЧЕЙНА ДЛЯ МОНИТОРИНГА ПРОИЗВОДСТВА ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ В ОТРАСЛЕВЫХ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ И АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ РЕГИОНАМИ С РАЗЛИЧНЫМИ УСЛОВИЯМИ ПОСТАВОК

Л.С. Раткин^{1,2,3}

rathkeen@bk.ru

¹ Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»

² ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН

³ АРГМ

Представлены технологии стеганографического блокчейна для мониторинга производства изделий ракетно-космической техники с различными условиями поставок, в частности, EXW, CIF, FOB. Рассмотрены различные механизмы формирования «цепочки блоков». Показано, что для модификации необходимо пересчитывать хеш всех блоков, начиная с измененного, включая все последующие, при этом в каждом из блоков учитывается время его создания.

В докладе показано, что каждая транзакция с применением технологий оперативной аналитической обработки данных (OLAP) и оперативной обработки транзакций (OLTP) приводит к появлению новых копий, например, периодически обновляемых в репозиторийных (в частности, стегорепозиторийных) системах и информационных хранилищах, обрабатывающих «цепочку блоков» в разных вычислительных системах [1]. Важным преимуществом разработанных стеганографических технологий, защищенных патентом на изобретение, является транзакционный блок, имеющий свойство стеганографического контейнера, в котором можно хранить данные о подтверждении транзакций предыдущих блоков. Например, запрос из БД для краткого обозначения условий поставки «FOB» приводит к транзакции на соответствующий сервер информационной системы (ИС) с информацией о расшифровке и полном названии условий поставки «Free On Board» («FOB» — «Свободно на борту»). Аналогичная операция для условия поставки «EXW» инициирует транзакцию на сервер ИС с информацией о расшифровке и полном названии условий поставки «EX Works» («EXW» — «Поставка со склада»).

При выборе краткого обозначения условий поставки «CIF» транзакция на сервер ИС с информацией о расшифровке и полном названии условий поставки «Cost, Insurance, Freight» («FOB» расшифровывается как «Стоимость, страхование, фрахт») приведет к ряду дополнительных транзакции на соответствующие сервера, хранящие справочную информацию о методах формирования стоимости и методиках расчета страхования и фрахта грузов в различных условиях. Согласно соответствующему международному стандарту, в текстовом поле «Краткое обозначение условий поставки» (например, «FOB», «CIF», «EXW») используются сокращения для записи, применяемые в мировой практике для транспортировки грузов.

В докладе показано, что пока в «цепочку блоков» транзакция не включена, допустимо проведение нескольких независимых транзакций с помощью технологий оперативной аналитической обработки данных (OLAP) и оперативной обработки транзакций (OLTP). Но при включении первой из нескольких (например, на выбор администратора ИС) независимой транзакции в «цепочку блоков», прочие «независимые» транзакции учитываться не будут [2]. ИС спроектирована так, что ранняя транзакция будет считаться ошибочной при включении в блок транзакции «более свежей» (т. е. с датой, более поздней, чем у транзакции, присутствующей в системе). Обновленная редакция транзакции в «цепочке блоков» считается ее актуальной версией («подтверждением»), с течением времени вероятность отмены неоднократно подтвержденной транзакции снижается. Запросы от серверов с БД формируют транзакционную «цепочку блоков» с применением технологий оперативной аналитической обработки данных (OLAP) и оперативной обработки транзакций (OLTP). Поскольку к БД могут иметь доступ и пользователи других ИС, они должны содержать все необходимые для них записи, даже не используемые в других БД.

Таким образом, в докладе подтверждено, что если «цепочка блока» открыта для внесения изменений в любой блок, то для ее модификации необходим пересчет хеша всех блоков, начиная с измененного и включая все последующие. В каждом из блоков учитывается время его создания, согласно системным данным программно-вычислительного кластера, синхронизированным с системными данными Отраслевых автоматизированных систем управления (ОАСУ) и Автоматизированных систем управления регионом (АСУР) [3].

Основной вывод доклада — применение блокчейн-технологий позволило спроектировать и обеспечивать бесперебойное функционирование ряда ИС, взаимодействующих с ОАСУ и АСУР. Но несовершенство законодательной базы сдерживает развитие блокчейн-технологий в России. В частности, внутренние и внешние противоречия в текстах нормативно-правовых документах (НПД) препятствуют внедрению разработок в сфере стеганографического блокчейна. Необходимо устранение законодательных недоработок, связанных с внедрением блокчейн-технологий в России. Целесообразна ликвидация правового пробела в российском законодательстве с точным, зафиксированным в отечественных НПД, определением понятий «блокчейн» и «блокчейн-технологии». Также необходимо устранение внутренних и внешних противоречий в текстах НПД, регулирующих применение «блокчейн-технологий» в РФ. Целесообразна разработка критериев применения «блокчейн-технологий» в различных отраслях, включая ракетно-космическую, и методов оценки рисков от их использования при реализации государственного оборонного заказа, а также федеральных и региональных инвестиционных программ и проектов, с учетом возможности повышения уровня защиты информации методами компьютерной криптографии и стеганографии. Представленная в докладе авторская технология защищена патентом на изобретение в РФ и за рубежом [4].

Литература

- [1] Численное моделирование гидродинамических процессов в картере ведущего моста автомобиля / В.В. Шмелев, М.Н. Жестков, М.Л. Сазонова и др. // Сборник докл. VI Ежегодного форума «Информационные технологии на службе оборонно-промышленного комплекса». Ижевск, 20–22 июня 2017 г. С. 111.
- [2] Генкин А., Михеев А. Блокчейн. Как это работает и что ждет нас завтра. М.: Альпина Паблишер, 2017. С. 177.
- [3] Бетелин В.Б. Суперкомпьютерные технологии в России: состояние и проблемы развития // Вестник Российской академии наук. 2015. Т. 85, № 11. С. 971–975.
- [4] Раткин Л.С. Патент на изобретение № 2322693.

ПОВЫШЕНИЕ ИЗНОСОСТОЙКОСТИ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ МЕТОДОМ КОМБИНИРОВАННОЙ ОБРАБОТКИ

А.П. Яковлева
А.Ю. Беспояско
И.В. Лизунов

yakovleva525@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Разработан метод комбинированной обработки для повышения эксплуатационных показателей деталей машин самолета (износостойкости и усталостной прочности), работающих в условиях интенсивного износа и трения со смазкой или граничного трения; разработана рабочая установка на базе токарного станка с ЧПУ. Проведены исследования твердости поверхностного слоя и глубины упрочнения в зависимости от режимов комбинированной обработки.

Эксплуатационные разрушения стальных деталей самолета можно разделить на три категории: коррозионные повреждения, усталость и износ, но 80 % подвижных сопряжений выходят из строя вследствие двух последних причин. Поэтому вопросы износостойкости и усталостной прочности для стальных деталей механизмов самолета являются актуальными [1].

Авторами было исследовано большое количество методов повышения износостойкости и усталостной прочности. Классифицируя все способы, позволяющие увеличить износостойкость и усталостную прочность, их можно разделить на несколько больших групп — упрочняющая обработка, отделочная обработка, комбинированная обработка. В основу классификации методов положено различие физических, физико-технических, химических процессов.

Существующие методы увеличения износостойкости и усталостной прочности имеют свои достоинства и области применения, но большинство из них исчерпали свои триботехнические возможности. В условиях высоких требований к качеству продукции при возрастающих нагрузках и скоростях необходимо разрабатывать новые методы или сочетать уже известные и проверенные. При выборе метода надо учитывать технологическую, экономическую и экологическую его оценку.

Одним из направлений при решении поставленной задачи является образование на деталях механизмов самолета поверхностей с регулярным микрорельефом. Регулярный микрорельеф облегчает оптимизацию микрогеометрии рабочих поверхностей деталей, улучшение их эксплуатационных свойств.

Универсальным методом образования регулярных микрорельефов является метод комбинированной обработки (КО), который заключается в последовательном выполнении электромеханической обработки и алмазном выглаживании. С помощью этой технологии представляется возможным осуществить технологическое управление как геометрическими характеристиками, так и физико-механическими свойствами рабочих поверхностей пар трения.

Авторами была создана экспериментальная установка, состоящая из универсального токарного станка, источника питания, закалочного устройства, системы токоподвода и системы охлаждения зоны закалки, на которой обрабатывались режимы комбинированной обработки [2, 3].

Комбинированная обработка осуществлялась на следующих режимах:

– электромеханическая обработка: сила тока — 2500 А; напряжение — 4 В; давление ролика-электрода — 300 Н; скорость вращения детали — 2,5 м/мин; подача — 0,8 мм/об.

– алмазное выглаживание: давление — 100 Н, подача 0,2 мм/об.

Исследования твердости поверхности, распределение твердости по глубине и зависимость глубины упрочнения от режимов электромеханической обработки проводили на образцах диаметром 38 мм из стали 45, 40ХН2МА.

Анализ работы [4] показывает, что образование на поверхности регулярных микрорельефов для разделения поверхностей трения масляной пленкой создаст резерв для повышения износостойкости.

При электромеханической обработке (ЭМО) образуются зоны перекрытия полос закалки, которые зависят от величины подачи. При этом в этих зонах наблюдается некоторое понижение твердости. После ЭМО алмазный выглаживатель проходя по поверхности окончательно сглаживает микронеровности профиля, а попадая в область перекрытия образует канавки. Эти канавки будут удерживать смазку на поверхности трения и являться маслоудерживающими карманами. Кроме того, алмазное выглаживание имеет преимущества: универсальность (применение на любом оборудовании); возможность обрабатывать детали после ХТО, ТО, с твердостью HRC 64; снижается количество остаточного аустенита; отсутствуют прижоги, риски, микротрещины; повышается износостойкость до 40 %, сопротивление усталости 30...70%, контактная прочность до 40 %.

Предложенный метод создает резерв для повышения эксплуатационных показателей за счет упрочнения поверхностного слоя, создания благоприятного микрорельефа поверхности и сжимающих остаточных напряжений.

Разработан метод комбинированной обработки для повышения эксплуатационных показателей деталей машин самолета (износостойкости и усталостной прочности), работающих в условиях интенсивного износа и трения со смазкой или граничного трения; разработана рабочая установка на базе токарного станка с ЧПУ. Проведены исследования твердости поверхностного слоя и глубины упрочнения в зависимости от режимов комбинированной обработки.

Таким образом, комбинированная обработка является перспективным методом повышения износостойкости и усталостной прочности и может быть рекомендована для применения на предприятиях авиационной промышленности.

Литература

- [1] Трофимов В.А., Моляр А.Г. Некоторые причины разрушений силовых деталей шасси из высокопрочных сталей на самолетах АН // Фіз.-хім. механіка матеріалів. 2002. № 3. С. 107–109.
- [2] Паршиков О.Н., Яковлева А.П. Обработка стальных деталей электромеханическим методом // Главный механик. 2014. № 7. С. 62–64.

- [3] Яковлева А.П. Исследование свойств поверхностного слоя стальных деталей, упрочненных электромеханической обработкой // *Авиационная промышленность*. 2014. № 2. С. 31–33.
- [4] Суслов А.Г. *Качество поверхностного слоя деталей машин*. М.: Машиностроение, 2000. 320 с.

МОДЕЛЬ ЛУЧИСТОГО ТЕПЛООБМЕНА В РАЗРЕЖЕННОЙ АТМОСФЕРЕ В НЕРАВНОВЕСНОЙ ПОСТАНОВКЕ

Н.В. Шугаева

И.Н. Каракотин

АО «ГКНПЦ им. М.В.Хруничева»

Рассматривается задача определения лучистых тепловых потоков от струи маршевого двигателя разгонного блока (РБ) на элементы конструкции РБ при полете на больших (более 150 км) высотах, с использованием неравновесной модели колебательной релаксации молекул истекающей струи.

Задача является актуальной при определении допустимых температурных режимов и состава теплозащиты элементов конструкции РБ, приборов и агрегатов, расположенных в зоне радиационного воздействия струи.

Истечение излучающей сверхзвуковой струи в разреженную атмосферу характеризуется (вследствие уменьшения числа столкновений молекул в единицу времени) замедлением процесса установления равновесия между колебательными и поступательными степенями свободы излучающих частиц. Это приводит к необходимости при решении задачи лучистого теплообмена в разреженной атмосфере рассматривать неравновесную модель колебательной релаксации молекул струи.

В данной работе для вычисления лучистых тепловых потоков составлена двумерная радиационно-газодинамическая модель, включающая уравнения переноса и набор кинетических уравнений. Приведено сравнение результатов расчета с имеющимися данными ЛКИ.



ОБЪЕКТЫ НАЗЕМНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ И КОНТРОЛЯ РИСКОВ ПРИ ОБЕСПЕЧЕНИИ БЕЗОПАСНОСТИ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

А.В. Василевский¹

В.И. Великоиваненко¹ VelikoivanenkoVI@tsniimash.ru

Н.С. Кулиш¹

Д.Д. Тюрина¹

Г.А. Тихов²

¹ ФГУП «ЦНИИмаш», Королёв, Московская обл.

² НИЦ Санкт-Петербургского электротехнического университета

В докладе представляются методические положения для решения задачи оценки рисков, возникающих на этапе подготовки к применению по назначению образцов космической техники (РКН, РБ, КА) на стартовых комплексах (СК). Рассматриваются пути и методы практической реализации данной задачи в эргатической системе «персонал – РКК – среда». Рассматриваются методологические аспекты организационно-технического обеспечения процессов идентификации, оценки, контроля и прогнозирования рисков, которые должны учитывать основные проблемы, характеризующие текущее техническое состояние оборудования СК с учетом влияния рисков.

В настоящее время одной из актуальных проблем при осуществлении космической деятельности является системная комплексная проблема обеспечения ее безопасности. Эта проблема тесным образом связана с необходимостью формирования риск-ориентированного мышления в процессе решения задач анализа, оценки, контроля и прогнозирования потенциальных рисков, способных привести к происшествиям (несчастным случаям, поломкам, авариям и катастрофам) [1–6].

Этап подготовки к применению по назначению образцов космической техники (КТ) с использованием необходимого техно-логического оборудования на технических и стартовых комплексах (ТК, СК) является одним из наиболее сложных эксплуатационных процессов, требующих обеспечения безопасности обслуживающего персонала, окружающей среды, а также уникальных и дорогостоящих систем, узлов и агрегатов, используемых при подготовке образцов КТ (РКН, РБ, КА, СА). Практика испытаний и эксплуатации ракетно-космических комплексов (РКК) показывает, что примерно 60...70 % всех происшествий в процессе осуществления космической деятельности происходит именно на этапе подготовки к применению по назначению образцов КТ.

В методике рассматривается типовой цикл функционирования стартового комплекса (СК), соответствующие ему состояния и переходы между ними. Последовательность переходов СК из одного состояния в другое задается обычно в виде ортогональных либо полигональных сетевых графиков.

Для получения количественных оценок уровней безопасности СК используются исходные данные о результатах функционирования его систем, узлов и агрегатов в течение календарного периода времени, например, одного года. Разработана блок-схема алгоритма анализа рисков в процессе функционирования СК. Приводятся мате-

математические модели для оценки показателей безопасности при возникновении потока нештатных ситуаций (НШС), способных привести к происшествиям [7–10].

Приводится пример оценки показателей безопасности для одного из СК РКН тяжелого класса.

Литература

- [1] ГОСТ Р ИСО 11231–2013. Менеджмент риска. Вероятностная оценка риска на примере космических систем.
- [2] ГОСТ Р ИСО/МЭК 31010–2011. Менеджмент риска. Методы оценки риска.
- [3] ГОСТ Р 51897–2011 / Руководство ИСО 73:2009. Менеджмент риска. Термины и определения.
- [4] ГОСТ Р 52985–2008. Экологическая безопасность ракетно-космической техники. Общие технические требования.
- [5] ГОСТ Р ИСО 9001–2015. Национальный стандарт Российской Федерации. Системы менеджмента качества. Требования.
- [6] Положение о системе управления рисками Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос» (утверждено приказом Госкорпорации «Роскосмос» от 26.07.2017 № 260).
- [7] Великоиваненко В.И., Кузьменко В.И., Лукьянчик В.В. Оценка уровня качества изготовления изделий по результатам эксплуатации // Метрология. 1992. № 6.
- [8] Великоиваненко В.И., Лукьянчик В.В. Модель изменения технического состояния сложных технических систем в процессе эксплуатации на основе марковских процессов // Надежность и контроль качества. 1994. № 1.
- [9] Великоиваненко В.И., Кузьменко В.И., Лукьянчик В.В. Оценка показателей надежности летательных аппаратов в процессе эксплуатации и их прогнозирование для идентификации вида технического состояния // Надежность и контроль качества. 1995. № 1.
- [10] Москвин Б.В. Теория принятия решений: учебник. СПб.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2005. 383 с.
- [11] Обработка нечеткой информации в системах принятия решений / А.Н. Борисов, А.В. Алексеев, Г.В. Меркурьева и др. М.: Радио и связь, 1989. 304 с.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ГАЗОДИНАМИКИ СТАРТА ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ И ПОДЪЕМЕ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ ВЫСОКОПРОИЗВОДИТЕЛЬНЫХ ВЫЧИСЛЕНИЙ

Сафронов А.В.

Safronov@tsniimash.ru

Кравчук М.О.

ФГУП «ЦНИИмаш», Королёв, Московская обл.

Современная отработка газодинамики старта включает физическое моделирование на специальных газодинамических и ударно-волновых установках ФГУП ЦНИИмаш и математическое моделирование. В связи с интенсивным развитием высокопроизводительных вычислений, позволяющих учесть определяющие физические факторы обеспечивающие возможность адекватного представления о сложных физических процессах, возрастает роль численного (компьютерного) моделирования при отработке газодинамики старта изделий РКТ. При этом меняется роль физического моделирования, которое становится целенаправленным на подтверждение численных моделей.

В работе представлен численный метод определения газодинамических нагрузок на ракету при запуске двигателя и взаимодействии струй двигательных установок с пусковыми устройствами в процессе движения ракеты в условиях старта с использо-

ванием высокопроизводительных вычислительных технологий. Обоснована математическая модель, представлены решения типовых задач газодинамики старта, изложены требования к вычислительным ресурсам.

Литература

- [1] Землянский Б.А., Анфимов Н.А. и др. Методологические основы научных исследований при обосновании направлений космической деятельности, облика перспективных космических комплексов и систем их научно-технического сопровождения: в 5 т. М: Издательско-торговая корпорация «Дашков и К^о», 2016. Т. 4: Методология исследований аэротермодинамики и тепловых режимов в обеспечение разработки изделий ракетно-космической техники. 2016. 384 с.

МОДИФИЦИРОВАННЫЙ МЕТОД АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ С УЧЕТОМ ВЗАИМОСВЯЗИ ПАРАМЕТРОВ СКРЫТЫХ ДЕФЕКТОВ МАТЕРИАЛОВ И БЕЗОПАСНОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ МЕТАЛЛОКОНСТРУКЦИЙ ПОДЪЕМНО-ПЕРЕГРУЗОЧНОГО ОБОРУДОВАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

К.В. Агафонов

kiris2@mail.ru

Московский автомобильно-дорожный государственный технический университет (МАДИ)

Рассмотрена полнота существующего подхода к оценке технического состояния силовых металлоконструкций наземного оборудования ракетно-космических комплексов. Обоснована и установлена взаимосвязь между параметрами скрытых дефектов материалов металлоконструкций и безопасностью их эксплуатации. Предложен модифицированный метод оценки технического состояния металлоконструкций с применением средств контроля методом акустической эмиссии и учетом скрытых дефектов материалов.

Неразрушающий контроль классическими методами акустической эмиссии (АЭ) нашел широкое применение при техническом диагностировании металлоконструкций высоконагруженных крупногабаритных объектов повышенной опасности. Метод базируется на подходах механики разрушения и позволяет оценивать влияние дефектов материалов на техническое состояние (ТС) и безопасность эксплуатации объекта [1], но классические методы АЭ не учитывают влияние скрытых дефектов материалов на ТС объекта. Приведены результаты экспериментальных исследований влияния скрытых дефектов материалов на ТС и безопасность эксплуатации металлоконструкций подъемно-перегрузочного оборудования ракетно-космических комплексов (РКК) [2].

Безопасность эксплуатации силовых металлоконструкций обеспечивается по результатам оценки их ТС. Предложены методы повышения безопасности эксплуатации подъемно-перегрузочного и транспортно-установочного оборудования РКК на базе системы и средств АЭ контроля с учетом явных и скрытых дефектов и несплошностей материалов металлоконструкций [3].

Применение при оценке ТС классических методов АЭ не обеспечивает достаточной полноты и достоверности проводимой оценки, так как указанные методы не учитывают влияние скрытых дефектов материалов. Предложены способы повышения точности оценки ТС металлоконструкций подъемно-транспортного оборудования РКК с учетом скрытых дефектов [4].

Модифицированный метод АЭ учитывает взаимосвязь между параметрами скрытых дефектов материалов и безопасностью эксплуатации металлоконструкций, и включает:

- анализ действующей нормативно-технической и организационно-распорядительной документации объекта;
- анализ процесса эксплуатации объекта, выявление и анализ потенциально опасной операции, моделирование потенциально опасной операции с учетом скрытых дефектов материалов, аналитическая запись условий функционирования объекта с применением функций алгебры логики и перехода к вероятностным функциям;
- организация экспертного обследования объекта, включающего техническое диагностирование силовых металлоконструкций с учетом результатов экспериментальных исследований влияния скрытых дефектов на их ТС [2], методов повышения безопасности эксплуатации металлоконструкций [3] и способов повышения точности оценки их ТС с учетом скрытых дефектов материалов [4];
- моделирование процесса эксплуатации объекта с разработкой моделей пребывания процесса в каждом состоянии, переходов между состояниями и общих аналитических выражений средних удельных затрат;
- оптимизацию процесса эксплуатации путем снижения издержек, обусловленных обслуживанием и техническим освидетельствованием, при неснижаемой безаварийности и безопасности эксплуатации, за счет учета скрытых дефектов материалов силовых металлоконструкций подъемно-перегрузочного оборудования РКК.

Литература

- [1] Основы технического диагностирования объектов военной техники / Под ред. А.И. Гневко, Н.А. Казакова. М.: МО РФ, 2000. С. 232.
- [2] Агафонов К.В., Гневко А.И., Полянский В.И., Челноков А.В. Исследование влияния скрытых дефектов материалов на техническое состояние и безопасность эксплуатации металлоконструкций подъемно-перегрузочного оборудования // Военно-инженерная корпорация. Российская инженерная академия. Двойные технологии. 2015. № 4 (73). С. 60–66.
- [3] Агафонов К.В., Егоров О.В., Сизанов А.В., Сова А.Н., Шевченко С.Н. Методы повышения безопасности эксплуатации подъемно-перегрузочного и транспортно-установочного оборудования // Военно-инженерная корпорация. Российская инженерная академия. Двойные технологии. 2017. № 3 (80). С. 66–71.
- [4] Агафонов К.В. Повышение точности оценки технического состояния металлоконструкций подъемно-транспортного оборудования ракетно-космических комплексов // Гагаринские чтения — 2017: XLIII Международная молодежная научная конференция: сборник тезисов докладов. 2017. С. 158–159.

ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ ТЕХНОЛОГИИ МНОГОПОРЦИОННОГО ВЕСОВОГО ДОЗИРОВАНИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ МОБИЛЬНЫХ СРЕДСТВ ЗАПРАВКИ

В.Г. Борисов

ovio@kbthm.ru

В.М. Шульга

А.В. Николаев

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» — КБТХМ

Разработан программно-алгоритмический комплекс для реализации технологии многопорционного весового дозирования с применением мобильных средств заправки. Программное обеспечение прошло экспериментальную отработку при выдаче доз воды в диапазоне от 40 до 10 000 кг.

Создан мобильный комплекс средств заправки баков ракетно-космической техники компонентами топлива. Заправка производится по технологии многопорционного весового дозирования. Для реализации данной технологии в составе комплекса имеется весоизмерительная система, включающая в себя двое весоизмерительных устройств, на платформы которых устанавливаются заправочные емкости для горючего и для окислителя. В состав системы входит также промышленный компьютер.

Для выполнения операции заправки разработан алгоритм, на основе которого создано программное обеспечение для реализации метода многопорционного весового дозирования [1–3]. Промышленный компьютер исходя из значения заданной дозы рассчитывает количество порций, а также их массы. После выдачи каждой порции производится уточнение ее массы путем статического взвешивания, и затем на основе этих данных осуществляется пересчет массы последующих порций. Первые $n - 1$ порции заправляются при помощи насосов, а последняя порция выдается в бак изделия при помощи вытесняющего газа с переходом на малый расход.

Весь процесс заправки производится в полностью автоматическом режиме. Подготовительные операции выполняются под управлением контроллера. Основная операция «Заправка баков» выполняется в соответствии с разработанным программным обеспечением. Передача сигналов управления на контроллер производится по интерфейсу RS-485.

Учет массы парогазовой смеси в заправочной емкости также производится автоматически в процессе выдачи дозы. На основе этих расчетов происходит вычисление действительной массы выданной дозы в режиме реального времени.

Разработанное программное обеспечение прошло экспериментальную отработку при выдаче доз воды в диапазоне от 40 кг до 10000 кг.

Литература

- [1] Шульга В.М., Борисов В.Г. Теоретическое и экспериментальное обоснование метода заправки баков космических аппаратов и разгонных блоков компонентами топлива // Приборы. 2017. № 1. С. 32–40.
- [2] Борисов В.Г., Шульга В.М., Лебедев А.Г., Денисов О.Е., Сова А.Н. Результаты разработки и внедрения метода многопорционного весового дозирования для заправки разгонных баков «Фрегат» в Гвианском космическом центре // Измерительная техника. 2017. № 6. С. 33–37.
- [3] Шульга В.М., Борисов В.Г., Николаев А.В. Результаты обоснования, разработки и практического применения метода многопорционного весового дозирования для заправки КА и РБ в широком диапазоне выдаваемых доз // XLIII Академические чтения по космонавтике: сборник тезисов. М., 2018. С. 475.

НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ ПОСТРОЕНИЯ МЕТРОЛОГИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ВЕСОВОЙ СИСТЕМЫ ЗАПРАВКИ

В.М. Шульга

ovio@kbthm.ru

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» — КБТХМ

Рассмотрен частный случай построения метрологической модели весовой заправочной системы с использованием электронных тензометрических весов. Предложенные подходы к технологии взвешивания дозы и метрологической аттестации весов позволяют получить паспортную погрешность взвешивания выданной дозы на уровне 0,05...0,15 %.

В настоящее время метрологические модели заправочно-дозировочных систем наиболее полно освещены в работах сотрудника кафедры № 8 МГТУ им. Н.Э. Баумана Р.Н. Кузнецова [1].

В данной работе рассмотрен частный случай построения метрологической модели весовой заправочной системы с использованием электронных весов. Рассмотрим два подхода к взвешиванию дозы:

1) при использовании электронных тензометрических весов взвешивание дозы производится за одно измерение;

2) предложен новый подход к метрологической аттестации весов, работающих в системе заправки.

По пункту 1). В соответствии с выводами работы [1] в системе заправки, оснащенной механическими весами, для определения массы дозы производятся два взвешивания относительно нуля весов: взвешивание заполненного дозатора до выдачи дозы и взвешивание дозатора после выдачи дозы. Погрешность определения массы дозы равна сумме погрешностей этих взвешиваний. В случае электронных весов масса дозы определяется за одно измерение: ноль весов берется перед выдачей дозы, проводится выдача и регистрируется результат взвешивания. По пункту 2). Предел допускаемой погрешности весов для статического взвешивания равен $\pm e, \pm 2e, \pm 3e$ (e — поверочный интервал) в зависимости от диапазонов взвешивания. Как правило, погрешность определения заполненного дозатора равна $\pm 3e$. Для весов, работающих в составе системы заправки, вводятся два режима работы: режим статического взвешивания и режим взвешивания выданной дозы [2, 3]. В первом режиме погрешность взвешивания нормируется в зависимости от диапазонов взвешивания, а во втором — в зависимости от массы выдаваемой дозы. Примененные подходы позволили получить паспортную погрешность взвешивания выданной дозы на уровне 0,05...0,15 %.

Литература

- [1] Кузнецов Р.Н. Метрологическая модель заправочно-дозировочной системы. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. 155 с.
- [2] Лебедев А.Г., Шульга В.М., Назаров В.Н. О погрешности весоизмерительных устройств, работающих в системах заправки космических аппаратов // Законодательная и прикладная метрология. 2015. № 3. С. 18–23.
- [3] Шульга В.М., Назаров В.Н. Методическое и экспериментальное обоснование методики метрологической аттестации весоизмерительных устройств из состава систем заправки // Приборы. 2017. № 5. С. 43–48.

МЕТОДИКИ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ВЗВЕШИВАНИЯ ВЫДАННОЙ ДОЗЫ ПРИ ЗАПРАВКЕ ИЗДЕЛИЙ

В.М. Шульга

ovio@kbthm.ru

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» — КБТХМ

Показано, что эффективным путем повышения точности заправки изделий при помощи существующего весоизмерительного оборудования является разработка и аттестация специальных методик измерений. Проведенная экспериментальная отработка методики показала возможность заправки баков изделий с погрешностью в пределах 0,02...0,05 %.

В соответствии с требованиями разработчиков погрешность заправки баков ракетно-космической техники компонентами топлива не должна превышать $\approx 0,15$ кг для доз от 20 до 50 кг и $\pm 0,3$ % от массы дозы для доз от 50 до 2500 кг. Однако в последнее время для некоторых изделий требуется более высокая точность заправки, особенно это касается малоразмерных изделий.

Эффективным путем повышения точности заправки изделий при помощи существующего весоизмерительного оборудования является разработка и аттестация в соответствии с ГОСТ Р 8.563–2009 методик измерений [1, 2]. Любая методика измерений включает в себя создание определенных условий измерений и разработку специальных процедур измерений. Это позволяет уменьшить или полностью исключить ряд составляющих погрешности выдачи дозы. Например, для всех рассмотренных в этой работе методик обязательно выполнение следующих условий, при которых проводятся измерения:

а) Весоизмерительные устройства (ВУ) устанавливаются на место заправки, на устройстве фиксации магистралей закрепляются магистрали, ВУ остается неподвижным на время всего цикла заправки.

б) Подготовка к заправке и заправка проводятся в термостатированном зале. Температура в зале в течение всего цикла измерений поддерживается постоянной в пределах ± 1 °С.

Выполнение условий а) и б) при соблюдении определенных процедур измерений позволяют исключить (или уменьшить) составляющие погрешности, обусловленные перемещением и наклоном ВУ, шунтирующим влиянием магистралей, температурной зависимостью коэффициента преобразования и нуля ВУ. Применение специальных методов измерения позволяют исключить (или уменьшить) ряд других составляющих погрешностей выдачи дозы. Проведена экспериментальная отработка методик измерений, которая показала возможность проведения заправки баков изделий с погрешностью в пределах 0,02...0,05 %. В настоящее время аттестовано и зарегистрировано в Федеральном фонде по обеспечению единства измерений пяти методик измерений.

Литература

- [1] Лебедев А.Г., Шульга В.М. Способ повышения точности заправки малых доз топлива в баки космических аппаратов // Приборы. 2014. № 7. С. 15–21.
- [2] Компарирование как метод заправки космических аппаратов малыми дозами компонентов топлива / И.В. Бантыш, О.Е. Денисов, Ю.А. Дмитриев и др. // Приборы. 2015. № 1. С. 20–25.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОСНОВАНИЕ ВЫСОКОЙ ТОЧНОСТИ ЗАПРАВКИ БАКОВ РБ ПО ТЕХНОЛОГИИ МНОГОПОРЦИОННОГО ДОЗИРОВАНИЯ

В.Г. Борисов

В.М. Шульга

А.В. Николаев

В.И. Кузнецов

А.Г. Лебедев

В.С. Гаврилин

А.М. Евтушенко

К.Ю. Конарев

ovio@kbthm.ru

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» — КБТХМ

Создан мобильный комплекс средств заправки баков ракетно-космической техники, реализующий технологию многопорционного весового дозирования. Комплекс позволяет проводить заправку в диапазоне доз от 200 до 20 000 кг. Проведенная экспериментальная обработка по выдаче контрольных доз воды показала, что действительная относительная погрешность выдачи доз уменьшается с увеличением дозы и составляет от 0,1 до 0,02 % для исследованного диапазона 200...10 000 кг.

Проведены экспериментальные исследования по определению действительных значений погрешности заправки баков ракетно-космической техники при помощи мобильного комплекса средств заправки, реализующего технологию многопорционного весового дозирования [1].

Исследования проводили в два этапа. На первом этапе имитировали выдачу доз путем порционного нагружения/разгружения гирь класса М1 с суммированием показаний весов при разгрузении. Исследования проводили летом (температура наружного воздуха 25...28 °С) и зимой (температура наружного воздуха от –13 до –2 °С). Было выдано 6 доз «горючего» («Г») массой от 5000 кг до 7000 кг с относительной погрешностью от 0,001 до 0,015 %. «Окислителя» («О») было выдано также 6 доз в диапазоне 6000 кг до 14000 кг с относительной погрешностью от 0,001 до 0,01%.

На втором этапе выдавали дозы воды в диапазонах от 40 кг до 7200 кг для «горючего» и от 40 кг до 10000 кг для «окислителя». Дозы воды выдавали в контрольные емкости, установленные на весах УВП-500 (диапазон доз 40...400 кг) и на весах ВСК-10 (диапазон доз 700...10 000 кг). Действительная погрешность УВП-500 была ≈10 г, а ВСК-10 — от –0,5 кг до 0,0 кг в диапазоне 700...10 000 кг.

Всего было выдано 76 доз. Разброс экспериментальных точек для доз 40 кг для «О» и «Г» составил от 0,05 кг до 0,25 кг. Относительная погрешность выдачи доз для «О» и для «Г» в диапазоне 200...5000 кг составила от 0,1 до 0,02 %. При максимальных дозах 7200 кг («Г») и 10000 кг («О») относительные погрешности составили ≈(0,01...0,03 %).

Верхнее значение диапазона исследований (10 000 кг) было ограничено значением максимальной нагрузки контрольных весов. Технические характеристики комплекса средств заправки позволяют расширить диапазон заправляемых доз до 20 000 кг путем увеличения числа порций. Ввиду аддитивности метода заправки полученные точностные характеристики можно распространить и на дозы в диапазоне 10 000...20 000 кг.

Таким образом, созданное мобильное оборудование и разработанная технология многопорционного весового дозирования позволяют проводить заправку изделий в широком диапазоне выдаваемых доз (от 200 кг до 20000 кг) с погрешностью не более 0,1 %.

Литература

- [1] Шульга В.М., Борисов В.Г. Теоретическое и экспериментальное обоснование метода заправки баков космических аппаратов и разгонных блоков компонентами топлива // Приборы. 2017. № 1. С. 32–40.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ГАЗОНАСЫЩЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВ

В.Ю. Мелешко¹

Ю.Л. Краснобаев²

ura776@yandex.ru

А.Н. Сова²

А.С. Булавский³

¹ Институт химической физики имени Н.Н. Семенова РАН

² Московский автомобильно-дорожный государственный технический университет (МАДИ)

³ Военная академия РВСН имени Петра Великого

Предложен подход по повышению эффективности газонасыщения топлив инертным газом путем применения микропузырьковой технологии. Показана возможность выбора оптимальных размеров генерируемых микропузырьков газа.

При эксплуатации ракетно-космической техники в целях обеспечения стабильного давления в баках изделий при изменении температуры окружающей среды применяется процесс насыщения компонентов топлива нейтральными газами, прежде всего азотом.

Существует несколько способов насыщения газом компонентов. К ним относят адсорбцию, душирование, барботаж и перемешивание [1]. Все они характеризуются рядом недостатков, одним из которых является длительность процесса насыщения.

Наибольший интерес представляет, с точки зрения простоты технического исполнения, барботаж, при котором образуемые пузырьки газа поднимаются вверх по всему объему жидкости. Интенсификация процесса газонасыщения возможна за счет уменьшения размеров пузырьков газа, образуемых при подаче азота в объем жидкости под давлением. Данный подход позволяет не только значительно увеличить площадь раздела «газ-жидкость», но и повысить время пребывания газа в жидкости за счет низких скоростей поднятия пузырьков азота.

Однако, технические решения, позволяющие значительно уменьшить размеры пузырьков газа (до 100 микрон), могут привести к существенному удорожанию процесса. Возникает задача определения оптимального размера пузырьков азота для достижения требуемого уровня насыщения за определенный промежуток времени.

Определяется время пребывания (скорости поднятия) микропузырьков газа в жидкостях в зависимости от получаемого размера пузырьков. Также установлено влияние давления на выходе газа из технологических отверстий трубопровода на скорость поднятия пузырька газа в жидкости. Учтено, что при насыщении газом барботажем происходит перемешивание. Пузырьки газа увлекают за собой вверх жидкость, потоки которой потом опускаются вниз в замкнутом пространстве технологической емкости [2, 3].

Динамика насыщения газом энергонасыщенных веществ устанавливается через определение растворимости (поглощения) газов в различных жидкостях. Коэффициенты растворимости (поглощения) подбираются в зависимости от состава компонен-

та топлива. Применяется расчетный метод с использованием теории подобия. Проводится анализ веществ, схожих по физико-химическим свойствам и химическому составу, обладающих подобными значениями растворимости (поглощения).

После назначения коэффициентов растворимости (поглощения) определяется время полного растворения (поглощения) газа в жидкости.

Для определения динамики растворения газа в компонентах топлива применяется зависимость радиуса уединенного пузырька от времени в ненасыщенном газом объеме жидкости [4].

В результате проведенных исследований установлено, что для некоторых случаев существует возможность изменения технологического процесса, приводящее к увеличению размеров пузырьков или уменьшению высоты столба жидкости. Это может повлиять на выбор более доступных технологий получения микропузырьков, что связано со снижением затрат на процесс насыщения азотом жидкости.

Выбор размеров образующихся пузырьков зависит от компонентной базы и используемого оборудования. Представленные подходы по определению необходимого размера микропузырей газа могут быть использованы при разработке технических решений для повышения эффективности газонасыщения топлив.

Литература

- [1] Хлыбов В.Ф. Основы устройства и эксплуатации заправочного оборудования. М.: Изд-во РВСН имени Петра Великого, 2003.
- [2] Касаткин А.Г. Основные процессы и аппараты химической технологии. М.: Химия, 1971.
- [3] Перри Дж. Справочник инженера-химика. Т. 1. М.: Химия, 1969.
- [4] Растворение пузырьков диагностических газов в трансформаторном масле / С.М. Коробейников, Ю.Г. Соловейчик и др. // Теплофизика высоких температур. 2011. Т. 49, № 5. С. 771–776.

О ЧИСЛЕННОЙ ОЦЕНКЕ УДОБСТВА ОБСЛУЖИВАНИЯ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ СВЕРХТЯЖЕЛОГО КЛАССА И ИХ ЭЛЕМЕНТОВ ПРИ ГОРИЗОНТАЛЬНОМ И ВЕРТИКАЛЬНОМ ВАРИАНТАХ ТЕХНОЛОГИИ ИХ ПОДГОТОВКИ

В.А. Игрицкий

igritsky_v_a@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В докладе предложен критерий численной оценки удобства обслуживания ракет космического назначения сверхтяжелого класса и их элементов в горизонтальном и вертикальном вариантах их подготовки с учетом эргономических требований и требований безопасности проведения работ. Показано, что с увеличением поперечных размеров ракет более удобной для проведения ручных операций становится вертикальная сборка.

В связи с тем, что в России планируется создание новых космических ракетных комплексов сверхтяжелого класса, актуальной является проблема выбора рациональной технологии подготовки ракеты космического назначения (РКН) сверхтяжелого класса (СТК) [1]. Одним из основных вопросов при разработке технологии подготовки РКН СТК является выбор вертикального или горизонтального варианта сборки РКН СТК и ее элементов. Исторически в отечественной практике для сборки ракет-носителей всех классов использовалась технология сборки в горизонтальном положении, в то время как за рубежом получила широкое распространение технология вертикальной

сборки, однако в последние десятилетия за рубежом внедряется и технология горизонтальной сборки.

Одним из важных, но неочевидным образом оцениваемых параметров при выборе технологии сборки РКН СТК является удобство обслуживания, заключающееся в удобстве проведения работ персоналом, непосредственно проводящим подготовку РКН СТК и ее элементов. Поскольку размеры РКН достаточно велики, основная часть ручных операций проводится с помощью различных средств подмащивания, обеспечивающих нахождение персонала в нужной точке пространства около ракеты. Основная часть ручных операций при подготовке РКН проводится в местах расположения сухих отсеков ракеты-носителя, гаргротов с наружными коммуникациями, и космической головной части, поскольку баки РКН выполняются с минимально возможным количеством отверстий в оболочке. Поэтому в первом приближении наружные поверхности изделий могут быть разделены на обслуживаемые и необслуживаемые в зависимости от текущей конфигурации, изменяющейся по мере сборки РКН.

При анализе выполнения антропометрических требований в эргономике выделяют удобные, менее удобные и неудобные рабочие зоны. На практике при обслуживании ракет значительная часть ручных операций проводится в условиях, не обеспечивающих удобного проведения соответствующих работ, в частности, над работающими или под ними. При этом доля таких работ зависит от геометрии обслуживаемого изделия, и его ориентации в пространстве, а также, в общем случае, от возможностей применяемых средств подмащивания. Также на удобство работ в общем случае влияет то, являются ли работы высотными, то есть производимыми на высоте более 1,8 м от уровня пола, что требует проведения специальных мероприятий по охране труда.

Очевидно, что в наибольшей степени на вероятность возникновения отказов, обусловленных неудобством обслуживания, будут влиять работы, проводимые в неудобных условиях. Поэтому в основу оценки удобства обслуживания ракеты при предварительной оценке удобства обслуживания предлагается поставить соотношение площади неудобнообслуживаемых поверхностей к общей площади поверхностей, подлежащих обслуживанию без ограничений со стороны реальных средств подмащивания. При необходимости более точной оценки такие ограничения, в частности, невозможность передвижения по высоте реально используемых площадок обслуживания также могут быть учтены.

Проведенная предварительная оценка предложенного показателя для наиболее распространенных конструктивных схем ракет космического назначения показывает, что удобство обслуживания в вертикальном положении слабо зависит от размеров ракет и изменяется практически только за счет уменьшения удобства обслуживания верхних торцов изделий. В то же время, в горизонтальном положении с увеличением диаметра ракетных блоков доля удобных в обслуживании боковых поверхностей резко уменьшается со 100 % при диаметре ракеты до 1,5 м, характерном для изделий военного назначения до менее, чем 50 % для РКН СТК. Поскольку при этом торцевые части РКН значительно более удобны для обслуживания, чем при вертикальной сборке, для ракет малого диаметра горизонтальная сборка будет однозначно удобнее вертикальной. Аналогично для ракет большого диаметра, таких как РКН СТК, вертикальная сборка становится явно удобнее горизонтальной, но степень этого удобства может различаться в зависимости от конструкции конкретной ракеты и, наряду с другими показателями, использоваться при разработке технологии подготовки РКН СТК и ее элементов.

Литература

- [1] Основные положения ОСНОВ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу, утвержденные Президентом Российской Федерации от 19 апреля 2013 г. № Пр-906. URL: http://www.roscosmos.ru/media/files/docs/3/osnovi_do_2030.doc (дата обращения 24.09.2018).

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ СВЕРХТЯЖЕЛОГО КЛАССА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПЛАВУЧИХ И НАПЛАВНЫХ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ СООРУЖЕНИЙ И АГРЕГАТОВ

В.А. Игрицкий

igritsky_v_a@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В качестве одного из путей уменьшения стоимости создания стартовых комплексов ракет космического назначения сверхтяжелого класса предлагается использование при их создании собираемых в заводских условиях наплавных и плавучих технологических сооружений и агрегатов. При этом для передвижных плавучих агрегатов появляется возможность отказа от дорогостоящих коммуникаций и обеспечивается изоляция от сейсмических воздействий.

Для расширения возможностей по освоению космического пространства в России до 2030 года планируется создание космического ракетного комплекса для ракеты космического назначения сверхтяжелого класса (РКН СТК) [1], что делает актуальными исследования вопросов разработки технологии подготовки РКН СТК и выбора рациональных подходов к созданию стартовых и технических комплексов таких ракет.

Для обеспечения безопасности технологического оборудования при возможной аварийной ситуации на пусковой установке основную часть оборудования стартовых комплексов по возможности размещают на безопасном удалении, а также в защищенных сооружениях, также удаленных от ракеты на безопасное для них расстояние. Это вызывает необходимость строительства соответствующих защищенных сооружений и дорогостоящих, в основном подземных, коммуникаций между технологическим оборудованием и собственно стартовым сооружением. Особенно большими соответствующими затратами становятся для стартовых комплексов РКН СТК, поскольку в силу большой массы самой ракеты мощность ее возможного взрыва требует размещения открыто стоящего оборудования на расстоянии до нескольких километров от ракеты. Увеличиваются также допустимые расстояния размещения защищенных сооружений. В результате растут не только затраты на строительство, но и эксплуатационные затраты, связанные, в частности, с поддержанием вакуума в экранно-вакуумной изоляции заправочных магистралей криогенных компонентов ракетного топлива (КРТ), а также затраты технологических газов и КРТ на подготовку криогенных заправочных магистралей. Также существенных затрат требует создание специальных путей для перевозки РКН СТК с технического комплекса на стартовый комплекс.

Одним из вариантов радикального удешевления создания и эксплуатации стартовых комплексов РКН СТК может стать применение в составе этих комплексов плавучих или наплавных технологических агрегатов. В частности, хранилище и насосная станция одного из КРТ, смонтированные в заводских условиях на борту баржи сами по себе получатся намного дешевле, чем при их строительстве в защищенных сооружениях на космодроме и, вероятнее всего, не дороже, чем при ее открытом размещении из-за заводских условий строительства. При этом возможно практически полное исключение необходимости строительства трубопроводов компонента, поскольку плавучая заправочная станция может быть подведена к стартовому сооружению для заправки КРТ, а перед пуском ракеты отведена на любое требуемое расстояние. Аналогичным образом могут быть выполнены системы газоснабжения и термостатирования. Также принципиально возможно создание плавучих агрегатов транспортировки РКН СТК и мобильной башни обслуживания, что может позволить отказаться от созда-

ния спецпутей для их перемещения, что особенно актуально для космодрома Восточный, где строительство спецпутей затруднено из-за сильно пересеченной местности. Следует отметить, что в случае создания нескольких пусковых установок соответствующего типа, в том числе для различных типов ракет, плавучее исполнение позволит перемещать технологические агрегаты заправки, термостатирования и газоснабжения между этими пусковыми установками на практически неограниченные расстояния и обслуживать одним-двумя агрегатами все доступные пусковые установки.

В связи с утвержденной в 2016 году распоряжением Правительства Схеме территориального планирования Российской Федерации в области энергетики[2], предусматривающей строительство Нижне-Зейской (Граматухинской) гидроэлектростанции на реке Зeya, в непосредственной близости от космодрома Восточный до 2025 года ожидается строительство достаточно крупного водохранилища, что дает принципиальную возможность использования плавучих агрегатов в том числе и для создания наземного комплекса РКН СТК на космодrome Восточный.

Основным недостатком такого подхода к построению стартового комплекса РКН СТК является сложность эксплуатации в зимних условиях в связи с образованием льда на водоемах, однако даже для условий космодрома Восточный такой подход может быть рассмотрен, поскольку при небольшой интенсивности запусков может обеспечить значительное сокращение затрат на создание перспективных стартовых комплексов.

Проведенная оценка стоимости создания плавучего или наплавного агрегата заправки компонента ракетного топлива показывает, что стоимость его создания, за исключением специального оборудования, может быть в несколько раз ниже, чем в случае строительства соответствующего защищенного сооружения. Соответствующая экономия только по этому сооружению для перспективных РКН СТК составлять многие сотни миллионов рублей.

Кроме того, применение плавучих агрегатов позволяет радикально решить вопрос обеспечения сейсмической защиты наземного оборудования ракетных комплексов космического назначения, поскольку основную опасность при землетрясениях представляют горизонтальные колебания грунтового основания, практически не передаваемые на стоящие на якорях плавсредства. Это позволяет в перспективе рассмотреть вопрос создания стартовых комплексов в более южных районах территории России, таких как южная оконечность острова Сахалин, побережье Приморского края или Южно-Курильские острова с более благоприятным широтным расположением вплоть до 43,5 градусов.

Литература

- [1] Основные положения ОСНОВ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу, утвержденные Президентом Российской Федерации от 19 апреля 2013 г. № Пр-906. URL: http://www.roscosmos.ru/media/files/docs/3/osnovi_do_2030.doc (дата обращения 24.09.2018).
- [2] Распоряжение Правительства РФ от 1 августа 2016 г. № 1634-р «О схеме территориального планирования РФ в области энергетики». URL: <http://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/71361324/#ixzz5Tii2CXy2> (дата обращения 24.09.2018).

БУДУЩЕЕ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ КОСМОНАВТИКИ В ПОВЫШЕНИИ ТОЧНОСТИ И НАДЕЖНОСТИ

Д.К. Драгун¹

Д.С. Блинов¹

А.С. Носов²

ruac@list.ru

alekstambov@mail.ru

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» — «КБ «Мотор»

В машиностроении для повышения точности и надежности используют безззорные механизмы, в том числе, планетарные роликовинтовые механизмы (ПРВМ), предназначенные для преобразования вращательного движения в поступательное. В известных безззорных ПРВМ выборку зазоров осуществляют за счет осевого или углового смещения одной полугайки относительно другой и фиксации конечного положения. Однако известные безззорные ПРВМ имеют низкую нагрузочную способность и малый ресурс. Для устранения указанных недостатков было разработано новое направление проектирования безззорных ПРВМ, которые вместо двух полугаек имеют цельную тонкостенную гайку. Выборка зазоров между сопрягаемыми витками резьбовых деталей производится за счет деформирования тонкостенной гайки в радиальном направлении[2]. Разработаны несколько конструкций безззорных ПРВМ с тонкостенной гайкой, на которые получены патенты на изобретения РФ. Разработан классификатор способов выборки зазоров в безззорных ПРВМ.

В докладе излагаются результаты проведенных испытаний безззорного планетарного роликовинтового механизма как исполнительного механизма электромеханического привода.

Использовали ПРВМ двух типов:

– патент «Устройство для преобразования вращательного движения в поступательное движение» № 2610747 от 01.10.2015 г.[3];

– патент «Планетарная роликовинтовая передача» № 2613138 от 01.10.2015 г.[1].

Подтверждены преимущества новой схемы электромеханического привода и разработанная методика проектирования данного привода[4]. Проведены предварительные экспериментальные исследования компонентов безззорного планетарного роликовинтового механизма (гайка, цанга, роликов), осевой жесткости, кинематической точности, КПД, ресурсные испытания электромеханического привода.

Испытания проводятся на специализированном стенде ИС-01.

В результате экспериментальных исследований, проведенных в данной работе, были получены следующие результаты:

1. Подтверждено выполнение заданного закона движения в соответствии теоретическим расчетам.

2. Доработана методика обоснования выбора структуры, состава и параметров электромеханического привода на базе ПРВМ.

3. Изменение технологии изготовления механизма привело к уменьшению трудоемкости, снижению стоимости.

4. Определены рациональные размеры с полями допусков для изготовления ПРВМ.

5. Выполнена задача по созданию нового продукта — электромеханического привода высокой точности и надежности функционирования.

6. Габариты и масса электромеханического привода значительно меньше чем гидравлического привода.

7. Отсутствие влияния на окружающую среду.

8. Возможность использовать в других сферах промышленности.

Литература

- [1] Планетарная роликвинтовая передача: патент 2613138 РФ / А.Г. Варочко, А.В.Сизанов, А.Н. Сова, А.С. Носов. Заявл. 01.10.2015; опубл. 15.03.2017. Бюл. № 8.
- [2] Варочко А.Г., Егоров О.В., Носов А.С., Блинов Д.С. Патроны с разрезной цангой, прорезанной в шахматном порядке протяженными пазами от обоих торцов // Приводы и компоненты машин. 2017. № 3–4. С. 20–24.
- [3] Устройство для преобразования вращательного движения в поступательное движение: патент 2610747 РФ / А.Г. Варочко, Д.С. Блинов, А.С. Носов. Заявл. 01.10.2015; опубл. 15.02.2017. Бюл. № 5.
- [4] Носов А.С. Силовой электромеханический привод с применением планетарной роликвинтовой передачи повышенной точности // Вестник МАИ. 2015. № 4, т. 22. С. 100–107.

ИССЛЕДОВАНИЕ КРИВОЛИНЕЙНОГО ДВИЖЕНИЯ БОЛЬШЕГРУЗНЫХ ДВУХЗВЕННЫХ АВТОПОЕЗДОВ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

М.Т. Лычкин¹

lychkin.mt@gmail.com

Д.К. Драгун¹

М.В. Капитонов²

mikhailkapitonov@gmail.com

А.В. Азанов²

В.А. Голиков²

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» — «КБ «Мотор»

Повышение массы транспортируемого ракетного груза ведет к увеличению и сложности транспортных агрегатов, в следствии это ухудшаются маневровые качества. С целью определения параметров, влияющих на траекторию криволинейного движения, проведены исследования различных конструктивно-компоновочных схем транспортных агрегатов и параметров системы управления.

Увеличение общей массы транспортируемой ракеты, а также необходимость создания универсальных агрегатов, объединяющих две функции — транспортную и установочную, приводит к усложнению конструкции и увеличению общей массы большегрузных транспортно-технологических агрегатов (БТТА), и, как следствие, ведет к ограничениям их подвижности и управляемости, что создает необходимость в разработке эффективных систем управления данными агрегатами при движении по дорогам позиционного района, так как применяемые системы управления поворотом на основе копирных устройств существующих агрегатов не могут обеспечить достижение требуемых параметров управляемости, предъявляемых в технических заданиях на создание БТТА перспективных ракетных комплексов.

С целью создания эффективных систем управления БТТА требуется разработка математических моделей, метода управления и алгоритмов функционирования системы управления, учитывающих факторы, влияющие на траекторию криволинейного движения БТТА.

Для обеспечения минимального радиуса поворота и ширины коридора движения БТТА необходимо обеспечить движение полуприцепа по траектории, максимально приближаемой к траектории движения тягача. При этом необходимо учитывать, что хорошая поворотливость полуприцепа должна сочетаться с дешевизной, простотой технической реализации и высокой надежностью системы поворота колес БТТА.

Анализ криволинейного движения автопоезда обычно проводят в предположении кругового движения, т. е. при постоянных центре и радиусе поворота, то при этом игнорируются весьма важные переходные режимы движения, а также не принимается во внимание, то обстоятельство, что чисто круговое движение практически не наблюдается в условиях нормальной эксплуатации. Для переходного режима движения характерно постоянное изменение отношения угла складывания автопоезда к углу поворота колес полуприцепа.

С целью получения достоверных данных по маневренности БТТА и выдачи рекомендаций по улучшению тактико-технических характеристик агрегатов, было проведено исследование и разработано соответствующее программное обеспечение. В результате проведенных работ были сделаны следующие выводы:

1. Наибольшее влияние на отклонение траектории полуприцепа от траектории тягача при повороте БТТА оказывает база полуприцепа. При увеличении базы двухзвеного автопоезда с 15 до 25 м смещение траектории полуприцепа возрастает на 80 %.

2. Для каждого БТТА с конкретной базой полуприцепа существует такое значение передаточного отношения i системы поворота колес полуприцепа, которое обеспечивает последнему оптимальные величины смещения траекторий.

3. Минимальные значения коридора движения при совершении маневров БТТА обеспечиваются при движении центра задней оси полуприцепа по траектории центра оси седельно-сцепного устройства агрегата.

Литература

- [1]. Горелов В.А., Тропин С.Л. Математическая модель криволинейного движения автопоезда по недеформируемому опорному основанию. — Журнал Автомобильных Инженеров, 2011. №5 (70). С. 18 — 22.
- [2]. Лычин М.Т., Жилейкин М.М. Разработка принципов повышения маневренности длиннобазных многоосных автопоездов с полуприцепами. Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2017. №11 [692]. С. 36-41.
- [3]. Cheng S. and Cebon D. Improving roll stability of articulated heavy vehicle using active semi-trailer steering. — Vehicle System Dynamics: International Journal of Vehicle Mechanics and Mobility, 2008. Vol 46. P. 373-388.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДИНАМИКИ СИСТЕМЫ «ДОРОЖНЫЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ — ТРАНСПОРТНО-УСТАНОВОЧНЫЙ АГРЕГАТ» ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ПРОБЕГОВЫХ ИСПЫТАНИЙ

А.А. Немков

Военная академия РВСН имени Петра Великого, Балашиха, Московская обл.

Для априорной оценки динамических характеристик автопоезда может быть использована математическая модель, построенная на основе представления его конструкции в виде разрезной балки с постоянными по длине упругими и инерционными характеристиками.

Подвеска и колеса представляют упруго-пластическими связями. Агрегат движется с постоянной скоростью, дорожные воздействия — гармонические.

Система координат жестко связана с продольной осью агрегата. Представленной концептуальной модели динамической системы соответствует математическая модель колебаний разрезной балки, построенная на основе технической теории колебаний.

Дорожные воздействия моделируются перемещением нижней точки подвески каждой оси по гармоническому закону в вертикальном направлении. Отсюда получается, что агрегат движется по дороге определенной категории, длина волны неровности такой дороги постоянна, а скорость движения агрегата равномерна.

ВЫБОР УСЛОВИЙ И ОБЪЕМА ПРОБЕГОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ТРАНСПОРТНО-УСТАНОВОЧНОГО АГРЕГАТА С ПРИМЕНЕНИЕМ ЭКВИВАЛЕНТНЫХ МОДУЛЬНЫХ ГРУЗОМАКЕТОВ

А.А. Немков

Военная академия РВСН имени Петра Великого, Балашиха, Московская обл.

Пробеговые испытания являются важным этапом экспериментального изучения эксплуатационных свойств специальных транспортных средств. В ходе таких испытаний исследуемый агрегат совершает пробег по различного типа дорогам с различными скоростными режимами. Значительную трудность составляет то, что в ходе испытаний за ограниченный промежуток времени, в условиях ограниченных запасов топлива и других расходуемых ресурсов, должны быть выявлены и исследованы наиболее опасные режимы движения, причем однозначно предсказать, какой режим движения окажется опасным, а какой нет, заранее очень сложно. Таким образом в условиях теоретических исследований многообразие видов применяемых математических моделей процесса обеспечит повышение обоснованности разработки программы будущих испытаний.

Автопоезд, представленный тягачом с полуприцепом, при движении по различного типа дорогам испытывает механические воздействия со стороны дорожного полотна. Все элементы исследуемого транспортного средства обладают инерционными, упругими и демпфирующими свойствами, что при условии внешних механических воздействий приводит к возникновению различной интенсивности колебаний агрегата в целом и всех его элементов. Не смотря на случайный характер дорожных воздействий большинство исследований сводится к тому, что наибольшую опасность для транспортного средства при движении по дорогам различной категории представляют периодические низкочастотные кинематические воздействия от дорожного полотна, что при неправильном выборе скоростного режима приводит к резонансным процессам колебаний и, как следствие, к преждевременному износу оборудования, разрушению транспортируемого груза, потерям управляемости, авариям. Дороги различной категории имеют разную степень износа, поэтому резонансные процессы на одной и той же частоте проявляются при разных скоростях. Такие режимы движения и должны быть предметом исследований в ходе пробеговых испытаний.

ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ПАССИВНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ПОДВИЖНЫХ АГРЕГАТОВ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

С.В. Рулев
В.А. Тихомиров
А.А. Хаес

Военная академия РВСН имени Петра Великого, Балашиха, Московская обл.

Движущийся агрегат подвижного грунтового ракетного комплекса (ПГРК) обладает значительной кинетической энергией, определяемой половиной произведения его массы на квадрат скорости. В процессе столкновения кинетическая энергия расходуется на работу деформации и разрушения элементов агрегатов.

Исследованиям подвергались процессы столкновения твердого тела с неподвижной недеформируемой преградой. Выявлена необходимость разработки технических решений систем пассивной безопасности агрегатов ПГРК, имеющих заданную удерживающую способность и позволяющих максимально рассеивать энергию удара элементами конструкций демпферов и одновременно, для снижения ударных нагрузок и действующих перегрузок, увеличивать длительность процесса столкновения. Для обеспечения требуемой удерживающей способности система пассивной безопасности должна иметь прочный и не разрушаемый ограничительный элемент, например, в виде профилированной полосы, при этом не исключается возможность его деформации в допустимых пределах. Для рассеивания кинетической энергии и увеличения длительности столкновения необходимы эффективные энергопоглощающие элементы и требуемый ход демпфирования.

Авторами разработана методика выбора состава и параметров демпфирующих элементов противоударной защиты агрегатов ПГРК, позволяющая повысить пассивную безопасность.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ УПРУГОПЛАСТИЧЕСКИХ СИСТЕМ АМОРТИЗАЦИИ

А.С. Шевченко 23061972@bk.ru
Ц.Б. Жапов

Военная академия РВСН имени Петра Великого, Балашиха, Московская обл.

Анализ современных и разрабатываемых систем противоударной защиты показал, что наряду с совершенствующимися традиционными пневмогидравлическими амортизаторами разрабатываются и применяются системы защиты, рассеивание энергии воздействия в которых осуществляется за счет процессов пластического деформирования металла. Так как амортизационные устройства специальных сооружений по техническим условиям находятся под нагрузкой в течение многих лет, для изготовления рабочих элементов таких амортизаторов следует применять металл, у которого отсутствует ползучесть.

В работе исследованы процессы знакопеременного и малоциклового кручения торсионных элементов, а также влияние скорости деформации на силовые характеристики. На основании экспериментальных данных получены аппроксимирующие зависимости силовых характеристик торсионных рабочих элементов, выполненных

из различных материалов при первом полцикле кручения (до смены направления кручения) и предложены варианты исполнения конструкций амортизаторов, рассеивание энергии в которых осуществляется за счет циклического упругопластического кручения стержней.

Анализ проведенных исследований показал, что наибольшую эффективность защиты от неперiodической нагрузки можно получить при использовании амортизаторов с силовой характеристикой типа «сухого трения», представляющую собой прямоугольник в координатах «нагрузка — перемещение». Такая характеристика позволяет при заданной величине хода получить минимальную перегрузку, а также обеспечить быстрое затухание колебаний, возникающих при динамическом воздействии. После проведенных экспериментальных исследований были определены зависимости условных касательных напряжений от величин относительной деформации при кручении торсионов без наклепа и предварительного наклепа кручением и прокатом, а также определены зависимости числа циклов срабатывания до разрушения при знакопеременном циклическом кручении для торсионов без наклепа и предварительно наклепанных кручением и прокатом от величины амплитуды деформации.

О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЗУБЧАТОРЕЕЧНЫХ МЕХАНИЗМОВ ПОДЪЕМА МОРСКИХ ПЛАТФОРМ ПРИ ПОДЪЕМЕ В ВЕРТИКАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ СВЕРХТЯЖЕЛОГО КЛАССА

В.А. Игрицкий

igritsky_v_a@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В докладе рассмотрены возможные схемные решения применения зубчатореечных механизмов большой нагрузочной способности, используемых в настоящее время в самоподъемных морских платформ-мах, для подъема в вертикальное положение ракет космического назначения сверхтяжелого класса. Рассмотрены преимущества и недостатки применения таких механизмов для подъема ракет.

В настоящее время в России планируется создание космического ракетного комплекса с ракетой космического назначения сверхтяжелого класса [1], что делает актуальным вопрос выбора рационального механизма подъема ракеты в случае применения при ее подготовке метода горизонтальной сборки. При создании традиционных гидравлических механизмов подъема ракет космического назначения сверхтяжелого класса возникают технологические трудности с изготовлением достаточно крупных гидроцилиндров, что требует использования сложных многоцилиндровых схем подъема [2, 3] или перехода на вертикальную сборку, либо использования альтернативных механизмов подъема, в частности, находивших ранее применение тросовых механизмов.

Одним из механизмов, пригодных для использования при подъеме крупных ракет, является зубчатореечный механизм. В частности, настоящее время при создании механизмов подъема самоподъемных буровых платформ для освоения морского шельфа, в том числе построенных в России, наибольшее применение находят зубчатореечные механизмы, обладающие способностью поднимать нагрузку до 2724 т на одной сдвоенной зубчатой рейке или 454 т на одной ведущей звездочке. При этом высокая грузоподъемность достигается практически только за счет применения большого числа ступеней обычного цилиндрического зубчатого редуктора в сочетании с

серийным гидродвигателем. Зубчатая рейка также не требует особых условий производства и изготавливается непосредственно судостроительными заводами.

Поскольку длина зубчатой рейки может быть сопоставима с длиной стрелы установщика, при применении зубчатореечных механизмов может быть достигнуто значительное уменьшение массы стрелы установщика за счет существенного уменьшения действующих на нее изгибающих моментов. При этом по сравнению с канатными механизмами подъема зубчатореечные механизмы могут обеспечить меньшие нагрузки на конструкции, задействованные в подъеме, и большее удобство в эксплуатации.

В то же время, применение таких механизмов может потребовать либо использования дополнительных крупногабаритных конструкций, либо продления спецпутей для передвижения транспортно-установочного агрегата за стартовый стол. Поэтому такие механизмы могут найти применение при подъеме ракет космического назначения сверхтяжелого класса, однако решение об их применении необходимо принимать в сравнении с другими вариантами решения соответствующей задачи.

Литература

- [1] Основные положения ОСНОВ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу, утвержденные Президентом Российской Федерации от 19 апреля 2013 г. № Пр-906. URL: http://www.goscosmos.ru/media/files/docs/3/osnovi_do_2030.doc (дата обращения 24.09.2018).
- [2] Новожилов Б.М. Гидравлические механизмы подъема для установочных агрегатов // Аэрокосмический научный журнал. 216, ноябрь. № 6. DOI: 10.7463/aersp.0616.0851796
- [3] Зимин А.В., Куликов Д.В., Новожилов Б.М., Чугунков В.В. Технологии подъема стартовым оборудованием РКН для установки на стартовое устройство // Сборник тезисов ХLI академических чтений по космонавтике. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана 2017. С. 269–270.
- [4] Удовик И.С., Золин А.В. Применение технологии установки на стартовый стол с помощью канатно-полиспастных систем в наземных комплексах перспективных ракет-носителей сверхтяжелого класса // Научно-практический электронный журнал «Аллея Науки». Техника и общество в XXI веке. 2018. № 6 (22). URL: http://www.alley-science.ru/domains_data/files/52junne2018/PRIMENENIE%20TEHNOLOGII%20USTANOVKI%20NA%20STARTOVYY%20STOL%20S%20POMOSHYu%20KANATNO-POLISPASTNYH%20SISTEM%20V%20NAZEMNYH%20KOMPLEKSAH%20PERSPEKTIVNYH%20RAKET-NOSITELEY%20VERHTYaZhYoLOGO%20KLASSA.pdf (дата обращения 24.09.2018).

РАЗРАБОТКА МЕТОДИК ЭФФЕКТИВНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА СТАРТОВЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ С ПРИМЕНЕНИЕМ АНТИФРИЗА, ТЕПЛОБМЕННИКА И ЖИДКОГО АЗОТА

С.К. Павлов
В.В. Чугунков

kafsm8@bmstu.ru
kafsm8@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрено построение системы температурной подготовки компонентов ракетного топлива с применением антифриза, теплообменного аппарата и жидкого азота в составе стартового оборудования ракетных комплексов. Разработаны методики расчета основных характеристик системы охлаждения. Проведены экспериментальные исследования конвективного теплообмена на поверхности витого теплообменника, размещенного в емкости с антифризом, при работе антифриза жидким азотом.

Для повышения эффективности ракет космического назначения (РКН) ракетное топливо перед заправкой в их топливные баки должно подвергаться температурной подготовке [1], в частности, охлаждению. Понижение температуры компонентов ракетного топлива (КРТ) может быть достигнуто различными способами, в том числе за счет использования в качестве источника холода — жидкого азота (ЖА) [2], получаемого из воздуха при производстве на космодромах жидкого кислорода, широко применяемого в РКН в качестве окислителя в паре с углеводородными горючими и жидким водородом. В настоящее время существуют различные варианты построения систем температурной подготовки (СТП) ракетного топлива с использованием жидкого азота [3]. При этом эксплуатация ряда СТП с применением теплообменников и жидкого азота характеризуется недостаточной эффективностью [4], что приводит к повышенным затратам жидкого азота на выполнение операции охлаждения топлива.

Предложен новый вариант применения СТП КРТ, характеризующийся большей надежностью и эффективностью. Охлаждение КРТ в такой СТП КРТ реализуется за счет использования антифриза, витого теплообменника и жидкого азота.

Для предложенного варианта СТП КРТ в емкости заправочной системы с использованием теплообменника, размещенного в резервуаре с антифризом, который охлаждается путем барботажа жидким азотом и нагревается с помощью электрических нагревателей, разработаны математические модели теплообмена, позволяющие проводить расчетный анализ изменения температуры КРТ и эффективности операций их нагрева и охлаждения в зависимости от конструктивных параметров теплообменника, тепловой мощности нагревательных устройств, расхода азота и массы топлива.

Представлены результаты экспериментального исследования характеристик теплообмена на внешней поверхности витого теплообменника, размещенного в емкости с теплоносителем при барботаже антифриза жидким азотом. Получены значения коэффициентов теплоотдачи и критериальное уравнение для их расчета, относительная погрешность которых не превышает 15 %. Полученные данные позволяют производить расчет и проектирование СТП КРТ с применением теплообменного аппарата и ЖА.

Экспериментальным путем подтверждено выполнение допущений, принятых при разработке методик проектного и поверочного расчетов. Произведено сравнение температурных состояний для ракетного горючего и антифриза, полученных теоретическим и экспериментальным путем. Максимальные значения относительных погрешностей составили 3,72% и 4,48% для топлива и антифриза соответственно.

Предложены варианты применения СТП КРТ с использованием антифриза, теплообменника и ЖА для температурной подготовки КРТ на стартовых комплексах РКН.

Проведен сравнительный анализ энергетической эффективности предложенного варианта применения с учетом требований технического задания на разработку системы охлаждения КРТ.

Общие затраты жидкого азота в предложенной системе охлаждения горючего на 34,5 % меньше по сравнению с существующей системой. По проведенным оценкам предлагаемый вариант системы охлаждения характеризуется снижением металлоемкости СТП до трех раз, и уменьшением занимаемой площади оборудованием СТП на порядок по сравнению с существующими вариантами СТП с применением теплообменников и жидкого азота.

Литература

- [1] Золин А.В., Чугунков В.В. Методика анализа теплообменных процессов компонентов ракетного топлива при выполнении операции заправки топливных баков ракеты на стартовом комплексе // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2012. № 12. С. 8–12.
- [2] Павлов С.К., Чугунков В.В. Математическая модель процесса температурной подготовки компонентов жидкого ракетного топлива с использованием теплообменника и теплоно-

- сителя, охлаждаемого жидким азотом // Наука и образование: научное издание. 2014. № 12. С. 128–136. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/744330.html> (дата обращения 21.12.2016).
- [3] Павлов С.К., Чугунков В.В. Повышение эффективности системы охлаждения ракетного топлива с использованием теплообменника и антифриза, охлаждаемого жидким азотом // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. Вып. 1(49). URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/teje/1461.html> (дата обращения 12.10.2018).
- [4] Денисов О.Е., Золин А.В., Чугунков В.В. Методика моделирования охлаждения компонентов ракетного топлива с применением жидкого азота и промежуточного теплоносителя // Наука и образование: научное издание. 2014. № 3. С. 145–161. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/699941.html> (дата обращения 21.12.2016).

РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ЭНЕРГИИ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРНО-ВЛАЖНОСТНОГО РЕЖИМА С УЛУЧШЕННЫМИ ТЕХНИЧЕСКИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

Д.К. Гусев

gdk80@yandex.ru

Р.Р. Гайнуллин

Военная академия РВСН имени Петра Великого, Балашиха, Московская обл.

Повышение эффективности деятельности оператора технических систем (ТС) и аппаратуры в ракетных комплексах (РК) стационарного способа базирования во многом зависит от создаваемых условий температурно-влажностного режима (ТВР) в жилых отсеках.

Исследования показали, что основным фактором, дестабилизирующим оператора при выполнении им заданных функций, является утомляемость, на величину которой оказывают существенное значение диапазоны изменения температуры, влажности и давления воздуха, т. е. среда в которой работает оператор. Указанные параметры воздушной среды напрямую зависят от требуемой стабильности частоты вращения, момента, напора и производительности электромеханических преобразователей энергии (ЭМП), используемых в штатных приводах систем ТВР.

Основной структурой, обеспечивающей ТВР в жилых отсеках, считается совокупность ТС, в качестве приводов исполнительных элементов которых используются трехфазные асинхронные ЭМП электрической энергии в механическую, которые не в полной мере могут обеспечить рациональные диапазоны изменения параметров микроклимата, так как момент и частота вращения вала нестабильны из-за технических характеристик комплекта сетевых стабилизаторов напряжения.

Предлагается уменьшить влияние нестабильности напряжения сети на привод системы обеспечения ТВР с использованием принципа системы автоматического регулирования и разработкой комплексного элемента системы, в котором реализуются одновременно функции электрического демпфирования и стабилизации механических параметров привода обеспечивающий постоянство частоты вращения, момента, напора и производительности вентиляторов и насосов в перспективных устройствах, имеющих релейную зависимость между входной и выходной величинами с зоной нечувствительности.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ХОЛОДОСНАБЖЕНИЯ НА БАЗЕ ХОЛОДИЛЬНЫХ МАШИН С РЕГУЛИРУЕМОЙ ХОЛОДОПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТЬЮ

Д.К. Гусев
А.Н. Камалетдинов

gdk80@yandex.ru

Военная академия РВСН имени Петра Великого, Балашиха, Московская обл.

Длительная и надежная работа сложных технических комплексов, размещаемых в замкнутом пространстве, при работе которых тепловыделения достигают нескольких десятков, а иногда и сотен киловатт, невозможна без использования систем принудительного охлаждения.

В настоящее время в системах принудительного охлаждения комплексов применяются парокомпрессионные холодильные машины, в которых холодильный эффект обеспечивается за счет кипения при отрицательных температурах хладагентов, например, фреонов или аммиака. Однако эксплуатация таких холодильных машин не обеспечивает возросших технических экономических требований к экологической безопасности, особенно с точки зрения использования хладагентов неозоносберегающих.

Одним из направлений решения проблемы экологически безопасной эксплуатации холодильных машин в системах принудительного охлаждения комплексов является создание воздушных турбохолодильных машин, хладагентом которых является атмосферный воздух. В них холодильный эффект обеспечивается за счет адиабатического расширения в детандере воздуха, предварительно сжатого в компрессоре и охлажденного в промежуточном холодильнике. Достигнутый уровень параметров основных узлов воздушных турбохолодильных машин (компрессоров и теплообменных аппаратов), а также технологии изготовления позволяют создать воздушные турбохолодильные машины высокой эффективности, работающие по замкнутому термодинамическому циклу.

Предлагается модернизировать существующую систему холодоснабжения за счет введения вертикальных винтовых бессальниковых компрессионных аппаратов, с автоматическим регулированием холодопроизводительности, который позволит получить требуемую температуру теплоносителя для нужд системы кондиционирования, задействовав при этом лишь поток антифриза-40, что должно в значительной мере снизить энергопотребление и сэкономить моторесурс холодильных машин.

МЕТОДИКА ГРАФОАНАЛИТИЧЕСКОГО РАСЧЕТА ОПТИМАЛЬНЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ГИДРОПРИВОДОВ ПОДЪЕМА РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

В.А. Зверев
А.Ю. Игрицкая
В.А. Игрицкий

aigritskaya@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В докладе предложена методика графоаналитического расчета оптимальных геометрических параметров гидравлического привода механизма подъема ракет, позволяющая при заданных параметрах гидроцилиндра подъема в большинстве практически

важных случаев получать значения оптимального начального углового положения гидроцилиндра без применения методов перебора и спуска.

В настоящее время подъем ракет космического назначения (РКН) в вертикальное положение для пуска в подавляющем большинстве случаев проводится с использованием гидроприводов, где в качестве исполнительного механизма выступают один или несколько гидро-цилиндров. В настоящее время зачастую оптимизация геометрических параметров гидроприводов подъема (в частности задача определения оптимального положения гидроцилиндров подъема) проводится методами спуска или перебора [1], требующими больших временных затрат и преодоления трудностей, связанных с наличием более, чем одного экстремума целевой функции. Учитывая это обстоятельство, а также то, что одной из задач государственной политики России в области космической деятельности является развитие существующих и создание новых ракетных комплексов [2], разработка улучшенных методов определения геометрических параметров гидроприводов установочных агрегатов является актуальным.

При подъеме РКН нагрузка, действующая на механизм подъема, определяется весом поднимаемой конструкции, а также ветровой нагрузкой, действующей на нее. В общем случае эта нагрузка зависит от угла подъема, а также направления и скорости ветра, которые при расчете принимаются наихудшими из возможных, что соответствует максимальной скорости ветра в направлении подъема РКН [3]. Остальные нагрузки пренебрежимо малы по сравнению с описанными выше, поэтому в работе не рассматриваются. В начале подъема РКН суммарный момент, воспринимаемый механизмом подъема, принимает максимальное значение, а затем уменьшается по мере увеличения угла подъема. В конце подъема суммарный момент, воспринимаемый механизмом подъема, принимает экстремальные отрицательные значения. При этом в большинстве практически важных случаев ограничения на геометрические параметры механизма подъема обусловлены только нагрузками в моменты начала и окончания подъема, а нагрузка на отдельный гидроцилиндр должна определяться с учетом количества гидроцилиндров в механизме подъема и возможной неравномерности распределения нагрузок между ними.

В качестве целевой функции при оптимизации геометрических параметров гидроприводов подъема в случае заранее заданных параметров гидроцилиндра принимается максимальное рабочее давление, которое потребуется при подъеме с помощью заданного гидроцилиндра.

Проведенный анализ геометрии гидропривода подъема показал, что наиболее рациональным является выбор в качестве варьируемого параметра угла между осью гидроцилиндра и линией, соединяющей геометрический центр гидроцилиндра с осью вращения стрелы установщика в начальном положении механизма, поскольку зависимость целевой функции от этого угла является зеркально-симметричной. Из этого, с учетом бесконечных значений целевой функции на границах диапазона допустимых изменений варьируемого параметра (0 и 180°), следует, что в системе существуют либо два зеркально-симметричных оптимальных положения гидроцилиндра, либо одно оптимальное положение, находящееся на линии симметрии.

Проведенный в работе анализ характера целевой функции показал, что оптимальное значение варьируемого параметра соответствует ситуации, когда требуемое давление в поршневой полости первой ступени гидроцилиндра в начале подъема РКН должно совпадать с требуемым давлением в камере противодействия в конце подъема.

При заданных соотношениях рабочих площадей гидроцилиндра, и известного соотношения значений моментов, действующих на механизм подъема в начале и в конце подъема, было рассчитано требуемое соотношение расстояний от оси поворота стрелы установщика до оси гидроцилиндра в начальном и конечном его положении

для обеспечения равенства требуемых давлений в начале и в конце подъема РКН. В результате математических преобразований была получена зависимость отношения расстояний от оси поворота стрелы до оси гидроцилиндра в начальном и конечном его положении от варьируемого параметра. Оптимальное значение варьируемого параметра может было определено из решения уравнения, где эта зависимость приравнивается ранее полученному требуемому соотношению расстояний. Уравнение является достаточно сложным для решения, поэтому в работе показана возможность использования графоаналитического решения этого уравнения для подбора оптимальных геометрических параметров.

Представляется, что данная методика позволит упростить решение задачи выбора геометрических параметров гидропривода механизмов подъема РКН.

Литература

- [1] Аттетков А.В., Галкин С.В., Зарубин В.С. Методы оптимизации: учебник для вузов / под ред. В.С. Зарубина, А.П. Крищенко. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. 440 с.
- [2]. Основные положения ОСНОВ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу, утвержденные Президентом Российской Федерации от 19 апреля 2013 г. № Пр-906. URL: http://www.goscsmos.ru/media/files/docs/3/osnovi_do_2030.doc (дата обращения 24.09.2018).
- [3] Абрамов Е.И., Колесниченко К.А., Маслов В.Т. Элементы гидропривода: справ. 2-е изд., перераб. и доп. Киев: Техника, 1977. 320 с.

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДОВ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ СИЛОВЫХ МЕТАЛЛОКОНСТРУКЦИЙ АГРЕГАТОВ НАЗЕМНЫХ КОМПЛЕКСОВ

И.С. Плотников

kafsm8@bmstu.ru

В.В. Чугунков

kafsm8@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В рамках доклада рассмотрены методы машинного обучения и приоритетные направления их использования в настоящее время применительно к синтезу несущих металлоконструкций агрегатов наземных комплексов. Проведен анализ достоинств и недостатков различных видов архитектур и топологий. Дана оценка возможностей нейросетей и архитектур на их основе как самого приоритетного направления.

Для агрегатов наземных комплексов характерно использование большого количества разнообразных силовых конструкций различного технологического назначения, представляющих из себя, как правило, пространственные сварные металлоконструкции сложных конфигураций.

Зачастую эксплуатация такого ответственного оборудования осуществляется в условиях повышенного значения температур и существенных динамических перегрузках [1], поэтому при его проектировании предъявляются особые требования и ограничения к эксплуатационным качествам и несущей способности [2]. Немаловажным вопросом также является материалоемкость конструкции, что, в конечном счете определяет стоимостные затраты при ее производстве. Общая стоимость разработки формируется как результат полного цикла проектных работ, одним из главных и определяющих этапов которых является разработка проектной документации, на котором

определяются конструктивные решения несущего каркаса, а также производятся статистические и динамические расчеты, проводится математическое моделирование.

С целью сокращения себестоимости проектирования и изготовления, уменьшения затрат на эксплуатацию, а также сокращения затрат на натурное моделирование и испытания в настоящее время применяются различные системы автоматизации проектирования. И если при математическом моделировании, составлении проектной документации, чертежей удалось добиться высокого уровня автоматизации [3], то синтез эскизной конфигурации силовых металлоконструкций носит полуэмпирический и интуитивный характер, не смотря на определяющую роль во всем цикле проектных работ — ошибка, допущенная на этом этапе может критически сказаться на всех последующих этапах, что в конечном счете приводит к удорожанию процесса проектирования и увеличению сроков разработки конструкции.

В докладе предлагается анализ возможности применения методов машинного обучения при проектировании силовых металлоконструкций агрегатов наземных комплексов. Рассматриваются прогрессивные архитектуры и алгоритмы [4] на основе нейросетей и перспективы наиболее многообещающего направления работы.

Литература

- [1] Игрицкий В.А., Чугунков В.В., Языков А.В. Методика прогнозирования температур и температурных напряжений в элементах конструкций стартового оборудования при газодинамическом воздействии струй двигателей стартующей ракеты // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2010. № 5. С. 53–60.
- [2] Обоснование некоторых основных характеристик стартового оборудования космодромов XXI века / И.В. Бармин, В.А. Зверев, А.Ю. Украинский и др. // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 3 (15). С. 1–9. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/630.html> (дата обращения 12.10.2018).
- [3] Методический аппарат для расчетного анализа прочности конструкций стартового комплекса ракет-носителей серии «Союз» / В.С. Абакумов, В.А. Зверев, В.В. Ломакин и др. // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2008. № 5. С. 124–130.
- [4] Гудфеллоу Я., Бенджио И., Курвилль А. Глубокое обучение / пер. с англ. А. А. Слинкина. 2-е изд., испр. М.: ДМК Пресс, 2018. 652 с.

ТЕМПЕРАТУРНАЯ ПОДГОТОВКА КРТ В ЕМКОСТЯХ ЗАПРАВОЧНЫХ СИСТЕМ ПРИ БАРБОТАЖЕ ТЕПЛОНОСИТЕЛЯ ВО ВСТРОЕННОМ ТЕПЛООБМЕННИКЕ

К.И. Денисова kafsm8@bmstu.ru
К.А. Кузин kafsm8@bmstu.ru
В.В. Чугунков kafsm8@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлены результаты математического и экспериментального моделирования процессов температурной подготовки углеводородного ракетного топлива в специализированной емкости подготовки со встроенным теплообменником, заполненным антифризом, при организации барботажа антифриза.

Создание и модернизация наземной инфраструктуры ракетно-космических стартовых комплексов на космодромах Байконур, Плесецк, Восточный [1] связаны с разработкой новых модификаций ракеты космического назначения (РКН) «Союз» в вариан-

тах «Союз-2.1а», «Союз-2.1б», «Союз 2.1в», «Союз-5» и РКН «Ангара», двигатели которых работают на углеводородном горючем Т-1 и РГ-1. При этом горючее Т-1 должно подвергаться температурной подготовке (охлаждаться или нагреваться) до среднемассовой температуры минус 3 ± 2 °С, а горючее РГ-1 — до минус 30 ± 2 °С [2].

Охлаждение компонентов ракетного топлива (КРТ) чаще всего проводится для увеличения плотности топлива перед заправкой его в топливные баки ракет. Операции нагрева компонента на практике используются реже, но для создания универсального оборудования для проведения операций температурной подготовки в необходимом температурном диапазоне требуется предусматривать и нагрев топлива до требуемой температуры.

Моделирование процессов температурной подготовки и теплообменных процессов при выполнении операции заправки топливных баков ракеты углеводородным горючем на стартовом комплексе [3] позволяет прогнозировать параметры и эффективность этих процессов при применении жидкого азота и промежуточного теплоносителя (антифриза) [4].

Представлена универсальная технология для осуществления температурной подготовки КРТ в требуемом диапазоне температур с использованием размещенного в емкости заправочной системы теплообменника, заполненного антифризом, при барботаже антифриза жидким азотом, который является средой, обладающей высоким потенциалом для выполнения операций охлаждения, или горячим воздухом, используемым для проведения операций нагрева КРТ.

Для обоснования эффективности процессов нагрева и охлаждения КРТ разработана математическая модель, адекватность которой подтверждена результатами проведенных экспериментов на экспериментальном стенде.

Моделирование процессов теплообмена произведено с помощью программного комплекса SolidWorks Flow Simulation, позволяющего решать различные внутренние и внешние задачи, связанные с переносом теплоты с помощью моделирования потоков теплоносителей в твердотельных моделях. Объектом моделирования при проведении экспериментов выступал расположенной в полости емкости керосин марки ТС-1 и антифриз А-40, расположенный в полости встроенного теплообменника. Проведено сравнение температур керосина и антифриза, а также времени температурной подготовки по результатам экспериментов и численного моделирования.

Литература

- [1] Обоснование некоторых основных характеристик стартового оборудования космодромов XXI века / И.В. Бармин, В.А. Зверев, А.Ю. Украинский и др. // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 3 (15). С. 21.
- [2] Александров А.А., Бармин И.В., Кунис И.Д., Чугунков В.В. Особенности создания и развития криогенных систем ракетно-космических стартовых комплексов «Союз» // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2016. № 2. С. 7–27.
- [3] Золин А.В., Чугунков В.В. Методика анализа теплообменных процессов компонентов ракетного топлива при выполнении операции заправки топливных баков ракеты на стартовом комплексе // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2012. № 12. С. 8–12.
- [4] Денисов О.Е., Золин А.В., Чугунков В.В. Методика моделирования охлаждения компонентов ракетного топлива с применением жидкого азота и промежуточного теплоносителя // Наука и образование: научное издание. 2014. № 3. С. 145–161. URL:<http://technomag.bmstu.ru/doc/699941.html> (дата обращения 21.12.2016).

О ВЛИЯНИИ ПЛАНИРУЕМОГО СТРОИТЕЛЬСТВА НИЖНЕ-ЗЕЙСКОЙ (ГРАМАТУХИНСКОЙ) ГИДРОЭЛЕКТРОСТАНЦИИ НА КОСМОДРОМ ВОСТОЧНЫЙ, ВКЛЮЧАЯ ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА СВЕРХТЯЖЕЛОГО КЛАССА

В.А. Игрицкий

igritsky_v_a@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В непосредственной близости от космодрома Восточный планируется создание водохранилища новой гидроэлектростанции на реке Зея. В докладе проанализированы связанные с этим строительством изменения в транспортной доступности космодрома, новые возможности применения плавучего и наплавного технологического оборудования, а также возможные климатические изменения.

В настоящее время основным местом создания строящихся и перспективных отечественных наземных комплексов ракет космического назначения является космодром «Восточный», расположенный в Амурской области у берегов реки Зея. В частности, до 2030 года на космодроме планируется создание объекты пускового минимума космического ракетного комплекса для ракеты космического назначения сверхтяжелого класса (РКН СТК)[1].

Водный транспорт в перспективе может играть важную роль для космодрома Восточный. Помимо использования реки Зея для доставки тяжеловесных и негабаритных строительных грузов, особенно важным речной транспорт может стать для перспективных РКН СТК. Это связано с тем, что в них возможно использование ракетных блоков диаметром более 4,1 м, которые в настоящее время доступны к перевозке без ограничений только водным транспортом и, с перекрытием движения и другими специальными мероприятиями, — автомобильным транспортом. Также в связи с перспективами использования сжиженного природного газа (СПГ) в качестве компонента ракетного топлива, может стать актуальной его доставка в крупнотоннажными плавсредствами со строящегося ниже по течению Амурского газоперерабатывающего завода. Перевозка СПГ по реке может обходиться намного дешевле, чем наземными видами транспорта.

В то же время в 2016 году в утвержденной распоряжением Правительства схеме территориального планирования Российской Федерации в области энергетики [2] были актуализированы планы строительства Нижне-Зейской (Граматухинской) гидроэлектростанции (ГЭС), водохранилище которой должно будет находиться в том числе и на месте примыкающего к космодрому участка реки Зея.

В настоящий момент в плотине ГЭС не предусматривается создание судоподъемных сооружений, что отрицательно скажется на доступности космодрома водным транспортом, поскольку сама плотина гидроэлектростанции будет находиться ниже по течению реки. Также из-за усиленного волнообразования на водохранилище наверняка произойдет изменение классификации реки в среднем течении с «Л» на «Р», что незначительно усложнит условия судоходства по волнению.

В то же время, в случае принятия решения о строительстве судоподъемных сооружений транспортная доступность космодрома может по некоторым параметрам улучшиться из-за лучшего регулирования стока реки, возникновения незамерзающей полыньи в ее нижнем течении, а также значительно увеличенных глубин в водохранилище. В настоящее время судоходство в верхнем течении Зеи обеспечивает вдвое более дешевый по сравнению с автомобильным транспортом завоз энергетического

угля в населенные пункты северных районов Амурской области, поэтому местные власти также заинтересованы в сохранении судоходства на реке.

Следует также отметить возможные изменения климата, в частности, повышение влажности и соответствующее увеличение максимальной толщины стенки гололеда при небольшом изменении зимних и летних температур на прилегающих к водохранилищу участках космодрома.

Кроме того, при создании водохранилища в районе устья реки Дымо, находящегося в территории, предназначавшейся для выделения под космодром, должен образоваться защищенный от ледохода залив протяженностью несколько километров. Этот залив дает принципиальную возможность создания стартового комплекса на основе наплавных или плавучих сооружений и технологических агрегатов. Причем, поскольку в настоящее время соответствующая территория еще не затоплена, для строительства стартовых сооружений и необходимой инфраструктуры не потребуются никакого подводного строительства. Кроме того металлоконструкции, в том числе негабаритные, могут дешево доставляться с нескольких заводов в бассейне реки Амур по реке Зея практически прямо на стройплощадку. Это принципиально позволяет построить планируемый к созданию на космодроме Восточный стартовый комплекс РКН СТК с помощью более дешевых наплавных или плавучих сооружений и агрегатов.

Литература

- [1] Основные положения ОСНОВ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу, утвержденные Президентом Российской Федерации от 19 апреля 2013 г. № Пр-906. URL: http://www.roscosmos.ru/media/files/docs/3/osnovi_do_2030.doc (дата обращения 24.09.2018).
- [2] Распоряжение Правительства РФ от 1 августа 2016 г. N 1634-р «О схеме территориального планирования РФ в области энергетики». URL: <http://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/71361324/#ixzz5Til2CXy2> (дата обращения 24.09.2018).

ПРИМЕНЕНИЕ В СИСТЕМАХ ПРОТИВОУДАРНОЙ ЗАЩИТЫ ПОДВИЖНЫХ АГРЕГАТОВ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ ПЛАСТИЧЕСКОЙ ДЕФОРМАЦИИ ТОРСИОННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

*С.В. Рулев
В.А. Тихомиров
А.В. Чемусов*

Военная академия РВСН имени Петра Великого, Балашиха, Московская обл.

Для подвижных агрегатов ракетных комплексов (РК), в случае ДТП на маршруте движения (МД) энергия столкновения должна быть рассеяна только конструктивными элементами противоударной защиты, не допустив деформации и разрушения элементов агрегатов, обеспечив при этом перегрузки не выше допустимых.

Исходя особенностей функционирования подвижных агрегатов РК на МД, сформулированы основные требования к системам противоударной защиты.

Анализ процессов деформации различных видов, с точки зрения их реализации в системе противоударной защиты подвижных агрегатов ракетных комплексов, позволил сделать вывод о предпочтительности использования в системах противоударной защиты деформации кручения цилиндрических элементов (торсионов) в пластической области. Во-первых, это обусловлено тем, что удельная диссипация энергии, по

сравнению с другими видами деформации, максимальная, так как кручение, происходящее по всему объему элемента, вызывает пластическое деформирование одинаковое по всей длине, при этом напряженное состояние в поперечном сечении имеет равномерный характер, во-вторых, при изгибе пластическая деформация и напряжения неравномерны по длине стержня и обычно сосредотачиваются в так называемом пластическом шарнире, в-третьих, использование в демпферах деформации кручением позволяет получить эффективную силовую характеристику типа «сухое трение», обеспечивающую при заданной величине хода требуемую силу сопротивления и минимальную перегрузку. Поэтому применение в противоударной защите подвижных агрегатов РК пластической деформации торсионных элементов является актуальным.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТОРСИОННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ УПРУГОПЛАСТИЧЕСКИХ СИСТЕМ ПРОТИВОУДАРНОЙ ЗАЩИТЫ ПОДВИЖНЫХ АГРЕГАТОВ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

В.А. Тихомиров

Военная академия РВСН имени Петра Великого, Балашиха, Московская обл.

Одним из перспективных направлений развития средств защиты агрегатов подвижных грунтовых ракетных комплексов (ПГРК) от ударных воздействий является разработка демпфирующих устройств, основанных на процессах упругопластического кручения металлических стержней (торсионов).

Для определения влияния методов наклепа на силовые характеристики и свойства торсионных элементов проведены экспериментальные исследования по следующим направлениям:

- закономерности изменения петли гистерезиса в процессе циклического кручения торсионов без наклепа и с предварительным наклепом кручением и прокатом;
- текстурные изменения материала образцов с разным исходным состоянием (без наклепа и с предварительным наклепом кручением и прокатом) при разных режимах кручения;
- влияние методов наклепа на количество циклов до разрушения.

Испытания проводились в три этапа. Первый этап — статическое нагружение. Осуществлялось кручение торсионов (без наклепа и с предварительным наклепом кручением и прокатом) до величин сдвига, равных 1,4. Второй этап — циклическое статическое нагружение. Осуществлялось знакопеременное кручение торсионов (без наклепа и с предварительным наклепом кручением и прокатом) с максимальной амплитудой сдвига 0,45. Третий этап — квазистатическое циклическое нагружение. На экспериментальной установке осуществлялось знакопеременное кручение с частотой циклического деформирования 0,83 с⁻¹.

Проведенные эксперименты показали, что предварительный наклеп, позволяет существенно повысить удельное энергопоглощение торсионных элементов. Текстура материала соответствующая наиболее благоприятным с точки зрения рассеивания энергии принадлежит торсионам, выполненным из материала, предварительно наклепанного прокатом. Образцы с предварительным наклепом прокатом имели значительно большее число циклов до разрушения.

Результаты экспериментальных исследований отличаются от теоретических расчетов на 9...12 %, и позволяют предложить состав и параметры системы противоударной защиты агрегатов ПГРК.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ АМОРТИЗАЦИИ СПЕЦИАЛЬНОГО СООРУЖЕНИЯ

А.С. Шевченко
Р.Р. Еркаев

23061972@bk.ru

Военная академия РВСН имени Петра Великого, Балашиха, Московская обл.

Сравнительный анализ процессов рассеивания энергии при различных видах пластических деформаций показал, что для целей амортизации объектов с большой массой, в условиях размещения амортизаторов в узких зазорах наиболее целесообразно использовать способность металлических стержней рассеивать энергию при деформации скручиванием, при которой обеспечивается большее удельное энергопоглощение и проще организовывается процесс знакопеременного циклического нагружения, что особенно актуально при многократном динамическом воздействии на специальные сооружения.

Предлагается использование телескопических торсионных амортизаторов для снижения динамических нагрузок на объект, принцип действия которых основан на рассеивании энергии воздействия при упругопластическом кручении металлических стержней. Торсионные упругопластические системы амортизации на телескопических связях способны защитить объекты от ударных воздействий различного уровня и обеспечить снижение перегрузок до допустимых значений без замены рабочих элементов, что обеспечивается наличием достаточного зазора между амортизируемым объектом и ограждающей конструкцией, превышающего остаточные перемещения амортизируемого объекта относительно ограждающей конструкции.

Предлагается методика, которая дает возможность проектировать системы амортизационной защиты объектов и техники с различными массами от десятков килограмм до сотен тонн, при различных уровнях воздействия.

Экспериментальные исследования телескопических торсионных амортизаторов подтвердили возможность использования и достаточно высокую точность методики расчета упругопластических систем амортизации на телескопических связях.

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМ ОЧИСТКИ И РЕГЕНЕРАЦИИ ВОЗДУХА В СПЕЦИАЛЬНЫХ ФОРТИФИКАЦИОННЫХ СООРУЖЕНИЯХ

С.В. Рулев
Д.П. Барышов
В.С. Ситников

Военная академия РВСН имени Петра Великого, Балашиха, Московская обл.

В обитаемых отсеках специальных фортификационных сооружений (СФС) в создании температурно-влажностного режима (ТВР) основную роль играют системы отопления, вентиляции, кондиционирования воздуха, системы холодоснабжения и водоснабжения.

При переходе в режим автономного функционирования СФС, связь с внешней средой (атмосферой) прекращается, приточная и вытяжная системы вентиляции отключаются, возможна только рециркуляция воздуха внутри объекта с одновременной его обработкой (охлаждением, очисткой, увлажнением, осушкой и регенерацией) [5].

Системы регенерации и очистки воздуха от взвешенных частиц и других загрязнений являются подсистемами жизнеобеспечения, обеспечивающими жизнедеятельность персонала.

Создание полностью новых систем регенерации и очистки воздуха (систем регенерации и фильтровентиляции) не является рациональным при проектировании системы жизнеобеспечения (СЖО). Гораздо более рациональным представляется использование уже имеющихся серийных установок (систем регенерации и очистки) или, по крайней мере, использование имеющихся серийных элементов.

Создание принципиально новых систем регенерации и очистки при необходимости должно осуществляться специализированными предприятиями по техническим заданиям разработчика. Такой путь решения проектных задач требует больших финансовых вложений, достаточно длительных сроков и значительных затрат на подготовку производства и может быть реализован только в случае создания СЖО нового поколения или с существенно иными, чем в нормативных документах, требованиями по обеспечению условий пребывания личного состава.

Для создания систем автоматизированного проектирования аналогично традиционному проектированию необходимо провести анализ требований технического задания или тактико-технических требований.

Основными тактико-техническими требованиями для систем регенерации являются: численность личного состава, длительность режима изоляции, выделение диоксида углерода (CO_2) и потребление кислорода (O_2) одним человеком, пределы изменения концентраций CO_2 и O_2 и средняя концентрация по CO_2 , наличие и отсутствие источника энергии.

Для системы очистки такими требованиями являются: скорость выделения примесей, длительность режима автономии, состав примесей, ПДК примесей.

Указанные требования позволяют определить следующие основные характеристики: запас сменных элементов (регенеративных и поглотительных патронов, фильтров очистки, твердых источников кислорода, баллонов со сжатым воздухом (кислородом) и т. п.), количество установочных мест, объемный расход для поддержания средней концентрации диоксида углерода.

По существу, эти характеристики являются основополагающими при выборе направления проектирования: выбирается или существующая установка регенерации и очистки или выявляется необходимость разработки новой установки на базе существующих элементов или разработки принципиально новых установок систем регенерации и очистки.

Критериями выбора должны быть следующие технические требования: ограничения по производительности, наличие или отсутствие источника энергии, ограничения по массе и габаритным размерам, ограничения по срокам службы, некоторые специальные требования.

Остальным техническим требованиям, как правило, серийные установки регенерации и очистки, а также их основные элементы должны соответствовать. При несоответствии предполагаются работы по доработке установок регенерации и очистки до требований ТЗ или паспортизация на соответствие требованиям ТЗ.

Принципиально, что выбор систем регенерации и систем очистки возможен из имеющихся серийных средств. Для быстрого подбора той или иной системы регенерации или очистки воздуха необходимо построение базы данных по установкам регенерации и установкам фильтровентиляции.

Такая база данных должна содержать информацию, необходимую для принятия проектантом решения в пользу той или иной установки или системы регенерации и очистки. В случае, если все найденные серийные системы не удовлетворяют тем или тактико-техническим требованиям и принимается решение о разработке новой си-

системы на основе использования серийных элементов, то возникает необходимость расчета и подбора необходимого количества таких элементов и ряда других показателей. Таким образом, в базе данных должна содержаться информация по регенеративным патронам и поглотительным патронам, фильтрам, вентиляторам, запорно-вентильной арматуре и газоаналитической аппаратуре.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ АВТОНОМНОГО ВОЗДУХОСНАБЖЕНИЯ СПЕЦИАЛЬНОГО СООРУЖЕНИЯ

А.С. Шевченко

23061972@bk.ru

В.В. Хальзев

Военная академия РВСН имени Петра Великого, Балашиха, Московская обл.

Системы обеспечения жизнедеятельности создают в замкнутых объемах специальных сооружений необходимые для жизни и работы человека условия на определенном отрезке времени. В периоде повседневной деятельности этот отрезок времени хотя и ограничивается ресурсом, но может быть сколько угодно долгим.

В период автономии специальное сооружение будет существовать благодаря системе автономного воздухоснабжения. В этих условиях для создания определенного запаса воздуха перед его сжатием необходимо обеспечить очистку его от вредных примесей. Из-за резкого ухудшения экологической среды потребуется немало затрат для получения воздуха определенного качества. В настоящее время проблема недостаточной длительности работы объекта в автономном режиме решается для перспективных специальных сооружений.

Предлагается система с улучшенными техническими характеристиками по запасу сжатого воздуха и обеспечению: запуска дизелей, горения в дизелях, наддува основного сооружения, на период автономности. Рассматривается самая простая модель, где потребителем выступает как человек, так и силовая установка (дизельная электростанция). При этом были рассмотрены вопросы подачи воздуха в специальное сооружение, а также снабжения воздухом личного состава.

Для выбора рационального способа хранения сжатого воздуха были рассмотрены емкости, различные по форме и качеству материала. Рассматривались емкости, изготовленные как с применением традиционного металла, — так и с композиционных материалов.

В предлагаемой системе автономного воздухоснабжения применяются устройства, которые выполняют одновременно роль хранения запаса воздуха и образования газовой смеси в ходе функционирования системы. Разработанная система позволяет существенно увеличить срок пребывания объекта в автономном режиме. Она превосходит штатные системы по запасам воздуха, при этом масса и размеры значительно меньше по сравнению с системами, основанными на хранении воздуха под давлением.

РАЗРАБОТКА МАЛОГАБАРИТНОЙ ХОЛОДИЛЬНОЙ МАШИНЫ ПЕРСПЕКТИВНОГО СПЕЦИАЛЬНОГО СООРУЖЕНИЯ

А.С. Шевченко
И.С. Гончаров

23061972@bk.ru

Военная академия РВСН имени Петра Великого, Балашиха, Московская обл.

Поддержание перспективных ракетных комплексов (РК) стационарного способа базирования в установленной готовности к применению, ставит проблему поддержания их в постоянной готовности при увеличенном межрегламентном сроке проведения технического обслуживания.

В решении задачи поддержания оборудования в постоянной готовности к применению важное место занимают технические системы (ТС) специальных сооружений. Некоторые из них обеспечивают поддержание заданного температурно-влажностного режима (ТВР) при применении и хранении оборудования и проведении всех видов работ с ним, а также нормальные условия жизнедеятельности для личного состава, эксплуатирующего это оборудование. Технические системы во многом способствуют обеспечению заданных значений показателей надежности оборудования, и особенно таких как — безотказность, долговечность, сохраняемость.

Предлагается элемент системы обеспечения жизнедеятельности личного состава, планируемый для применения в специальных сооружениях при увеличенных межрегламентных сроках проведения обслуживания на основе использования малогабаритной холодильной машины для охлаждения воды. Обеспечение ТВР специальных сооружений при невозможности проведения регламентированного обслуживания и необходимости продолжения дежурства приведет к повышению живучести специальных сооружений, тем самым повысится вероятность выполнения поставленной задачи личным составом в нештатных условиях эксплуатации оборудования.

Разрабатываемая система с малогабаритной холодильной машиной позволяет охлаждать воду в специальных сооружениях в случае отключения всех внешних и внутренних источников электроснабжения, не требует специальных хладагентов, что позволяет не снизить до критического уровня работоспособность личного состава дежурной смены.

РАЗРАБОТКА СПОСОБА ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ ВЕНТИЛЯЦИИ И КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ ВЕНТИЛЬНО-ИНДУКТОРНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Д.К. Гусев
А.В. Цыцыков

gdk80@yandex.ru

Военная академия РВСН имени Петра Великого, Балашиха, Московская обл.

Повышение эффективности деятельности оператора технических систем (ТС) и аппаратуры в ракетных комплексах (РК) стационарного способа базирования во многом зависит от создаваемых условий температурно-влажностного режима (ТВР) в жилых отсеках.

Исследования показали, что параметры воздушной среды: температура, давление и влажность в жилых отсеках командного пункта (КП) оказывают существенное влияние на работу номеров боевого дежурного расчета, от которой зависит успешное выполнение поставленной задачи. Указанные параметры воздушной среды напрямую зависят от требуемой стабильности частоты вращения, момента, напора и производительности электромеханических преобразователей энергии (ЭМП), используемых в штатных приводах систем ТВР.

Доказано, что приводы исполнительных элементов, основанные на трехфазных асинхронных электромеханических преобразователях электрической энергии в механическую, не в полной мере могут обеспечить рациональные диапазоны изменения параметров микроклимата, так как частота вращения вала и момента на их валу нестабильны, что и предопределяет нестабильность напора и производительности вентиляторов и насосов системы обеспечения температурно-влажностного режима.

Предлагается уменьшить влияние нестабильности напряжения сети на привод системы обеспечения ТВР путем введения вентильно-индукторного двигателя (ВИД), который сочетает в себе свойства и электрической машины, и интегрированной системы регулируемого электропривода. Как всякий электродвигатель, он обеспечивает преобразование электрической энергии, которая поступает от питающей сети, в механическую энергию, передаваемую в нагрузку. Как система регулируемого электропривода, ВИД дает возможность осуществлять управление этим процессом в соответствии с особенностями конкретной нагрузки: регулировать частоту вращения, момент и мощность, что позволяет повысить тактико-технические характеристики рассматриваемой системы.

СПОСОБ КОНТРОЛЯ НАДЕЖНОСТИ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ПОЛУПРОВОДНИКОВЫХ ПРИБОРОВ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Б.И. Сухорученков

М.В. Окороков

Военная академия РВСН имени Петра Великого, Балашиха, Московская обл.

В настоящее время современные технические системы (далее ТС) состоят из большого количества элементов, к ним относятся: электронные-вычислительные машины, серверные, системы преобразования электроэнергии и многие другие. Элементную основу таких ТС составляют полупроводниковые приборы (диоды, транзисторы, процессоры и т. д.), которые имеют большие отличия по материалу изготовления, форме, назначению, принципу функционирования и т. д. Характеристики полупроводниковых приборов существенно зависят от температуры р-п-переходов, корпуса прибора и окружающей среды. Для нормальной работы полупроводниковых приборов необходимо, чтобы температура переходов была всегда ниже предельной. Для этого в состав таких ТС обязательно устанавливают систему охлаждения, от надежности которой зависит продолжительность работы полупроводников. Поэтому для обеспечения требуемой надежности полупроводниковых приборов необходимо уделять серьезное внимание их охлаждению — выбору системы охлаждения и расчету ее надежности.

Для оценки и контроля надежности системы охлаждения был разработан способ, который основан на определении вероятности нахождения параметра состояния (температуры нагрева полупроводников) в заданных пределах, по следующему алгоритму:

1. Проводятся испытания ТС, состоящих из микроэлементной базы и системы охлаждения, в которых регистрируются значения температуры ТС t за заданные промежутки времени в течение времени T .

2. По методу максимального правдоподобия вычисляется оценка ожидаемого значения температуры полупроводниковых приборов за время T и ее среднеквадратическое отклонение.

3. Вычисляется вероятность того, что ожидаемое значение температуры ТС, полученная по результатам испытаний, будет находиться в заданных пределах.

4. Делается вывод о соответствии надежности требованиям.

Таким образом, предлагаемый способ позволяет оценить параметрическую надежность системы охлаждения, сократив затраты и время на испытания.

СПОСОБ КОНТРОЛЯ НАДЕЖНОСТИ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫМ ТРЕБОВАНИЯМ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ОГНЕВЫХ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ

Б.И. Сухорученков

М.В. Огороков

Е.А. Рябошапка

Военная академия РВСН имени Петра Великого, Балашиха, Московская обл.

При создании ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ) наиболее важным этапом является этап огневых стендовых испытаний (ОСИ), целью которого является проверка функционирования двигателя, выявление возможных скрытых дефектов, контроль соответствия вероятности безотказной работы (ВБР) требованиям. В настоящее время при описании ВБР РДТТ предполагают стабильное значение ВБР, однако, ВБР РДТТ в процессе ОСИ изменяется из-за дефектов и доработок, которые проводятся для их устранения. А статистические методы, используемые для оценивания и контроля соответствия ВБР требованиям, не позволяют получить достоверные оценки, особенно при ограниченных объемах ОСИ.

На основе отмеченных недостатков были проведены исследования по анализу математических моделей изменения ВБР РДТТ и статистических методов оценивания переменной ВБР РДТТ по результатам ОСИ. На основе проведенного анализа установлено, что наибольшей точностью и адекватностью описания процесса ОСИ обладает модель динамики ВБР с учетом выявляемых и устраняемых дефектов. Анализ статистических методов оценивания ВБР на основе модели с учетом дефектов (методов максимального правдоподобия (ММП), наименьших квадратов (МНК) и несмещенных оценок (МНО)) показал, что метод несмещенных оценок позволяет получить несмещенные и эффективные точечные оценки переменной ВБР на основе выбранной модели по сравнению с ММП и МНК. Для разработки способа оценивания ВБР РДТТ по результатам ОСИ использовалась модель динамики ВБР РДТТ с учетом выявляемых и устраняемых дефектов и метод несмещенных оценок. Для оперативности вычислений и возможности практического использования, способ реализован в виде программы на ПЭВМ в системе MathCAD.

Разработанный способ позволяет повысить достоверность оценивания и контроля ВБР РДТТ по результатам ОСИ.

ИНТЕРФЕРЕНЦИОННЫЙ МЕТОД ИЗМЕРЕНИЯ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ

В.Е. Алехин

В.С. Ситников

И.А. Сальников

Военная академия РВСН имени Петра Великого, Балашиха, Московская обл.

Применение лазерных интерферометров открыло значительные перспективы для совершенствования измерения перемещений силовых элементов конструкций в рамках неразрушающего контроля, так как позволяет сравнить измеряемую величину с фундаментальной константой — длиной волны стабилизированного по частоте лазера (630 нм).

Однако для большинства случаев оптических измерений, проводимых на практике технического освидетельствования силовых элементов конструкций, присущи существенные особенности, которые делают задачу развития теоретических и практических основ измерения длин и перемещений актуальной и своевременной.

Существующие методы измерений имеют ряд недостатков:

– в процессе измерения перемещаются материальные тела с конечными размерами, а само перемещение помимо линейной имеет еще и угловые составляющие.

– практически невозможно определить перемещения той точки, которая представляет интерес в соответствии с целевой установкой измерения, например, невозможно измерить параметры детали непосредственно в зоне обработки, или перемещение рабочей кромки инструмента в процессе обработки.

– технический уровень современной диагностики требует от применяемых СИ обеспечения высокой точности измерений в широком диапазоне значений измеряемых величин.

Для исключения указанных недостатков необходимо развивать научно-методический аппарат лазерной интерферометрии для обеспечения контроля линейной и угловой составляющей перемещения бесконтактным способом.

Для теоретического обоснования разработанного метода измерения перемещений целесообразно использовать математическую модель процесса измерения, основанную на применении строгой электромагнитной теории для анализа лазерных измерителей перемещений и позволяющей учесть сложные явления дифракции, интерференции и поляризации лазерного излучения при проведении численного эксперимента.

ОБОСНОВАНИЕ ОПТИЧЕСКОГО МЕТОДА ИЗМЕРЕНИЯ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ НА ОСНОВЕ ПОДСВЕЧИВАНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ОБЪЕКТА КОНТРОЛЯ

В.Е. Алехин
С.М. Терин
В.А. Шевцов

Военная академия РВСН имени Петра Великого, Балашиха, Московская обл.

Создание лазерных интерферометров открыло широкие перспективы для совершенствования СИ перемещений, так как позволяет сравнить измеряемую величину с фундаментальной константой — длиной волны стабилизированного по частоте лазера.

Однако для большинства случаев технических измерений, проводимых на современном производстве, присущи существенные особенности, которые делают задачу развития теоретических и практических основ измерения длин и перемещений актуальной и своевременной. Одна из особенностей заключается в том, что технический уровень современного производства требует от применяемых СИ обеспечения высокой точности измерений в широком диапазоне значений измеряемых величин, при этом реализация метода счета интерференционных полос не всегда допустима, т.к. погрешности, возникающие в каждом периоде счета, могут накапливаться, что приведет к ошибкам измерения.

Для уменьшения влияния перечисленных особенностей необходимо развивать научно-методический аппарат лазерной интерферометрии для обеспечения контроля линейной и угловой составляющей перемещения бесконтактным способом. Разрабатываемые интерференционные СИ перемещений, должны иметь стабильные характеристики, позволяющие однозначно связать изменение параметров интерференционного поля и перемещения объекта в заданном диапазоне с требуемой точностью.

Предлагаемый метод целесообразно использовать в процессе высокоточных измерений линейных и угловых перемещений поверхностей объектов контроля при проведении экспериментальных исследований перспективных конструкций, оценке их технического состояния и диагностике, при исследовании акустико-эмиссионных процессов в твердых телах, исследовании процессов дефектообразования в ленточных высокотемпературных сверхпроводниках, исследовании волновых процессов в слоистых конструкциях и конструкциях.

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ВОЗМОЖНОСТИ РАЗВЕРТЫВАНИЯ ПУСКОВЫХ УСТАНОВОК НА ГРУНТОВЫХ ПЛОЩАДКАХ

Ю.С. Рябова kalentevau@gmail.com

АО «ФНПЦ «Титан-Баррикады», ВолгГТУ, кафедра «Автоматические установки»

Современные пусковые установки (ПУ) могут эксплуатироваться в различных условиях, в том числе на естественных грунтовых площадках. Разработка ПУ сопровождается численным моделированием и экспериментальной проверкой возможности выполнения разворачивания, стоянки и старта ракеты.

Возможность эксплуатации ПУ на грунтовых площадках зависит от величины деформации грунта под опорами ПУ. Применение известных моделей деформируемо-

сти грунта в конструкторской практике затруднительно в связи с проблемой определения коэффициентов, характеризующих грунт. Как правило, требуется определение нескольких эмпирических коэффициентов, определяющих свойства грунта. Оценка деформации грунта при использовании табличных значений коэффициентов дает широкий разброс значений для однотипных грунтов. Лабораторное определение характеристик грунта, либо полевые исследования, как правило, являются трудоемким процессом с применением сложного технологического оборудования. Также, большинство известных моделей получены обработкой экспериментальных зависимостей и область их применения ограничена конкретными условиями.

На практике, при проведении натурных испытаний, пригодность грунтовых площадок для эксплуатации ПУ оценивается показателем прочности грунта, измеряемым гидравлическим пенетрометром. В связи с этим, для исследования работы ПУ на грунтовых площадках на этапе проектирования разработана методика расчета деформации грунта, учитывающая показатель прочности. Методика позволяет учесть форму и размеры опорных плит, а также расположение опорной плиты на колее.

Методика значительно облегчает расчеты деформации грунта под опорными плитами домкратов при проектировании и анализе экспериментальных данных, т.к. используется единственная характеристика грунта — показатель его прочности, значение которого задается при проектировании, либо определяется при испытаниях. При этом выбор предельных характеристик грунтов определяется возможностью выполнения всех рабочих операций.



БАЛЛИСТИКА, АЭРОДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ

УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТАМИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ЛУННОЙ ПРОГРАММЫ

В.А. Соловьев
В.Е. Любинский
Р.Ф. Муртазин

Vladimir.Soloviev@rsce.ru
Valery.Lubinsky@rsce.ru
Raphail.Murtazin@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

Полеты космических аппаратов (КА), которые должны обеспечить выполнение перспективной пилотируемой программы исследования и освоения Луны, обладают рядом особенностей, которые при разработке технологии управления ими требуют ряда новых решений, дополняющих существующую технологию, отработанную в околоземных полетах пилотируемых и автоматических аппаратов. Эти решения должны обеспечить высокую надежность реализации программы с соблюдением необходимой безопасности экипажей.

К числу основных особенностей, которые должны быть учтены при разработке технологии управления лунными полетами, следует отнести следующие:

- отсутствие возможности срочного возвращения экипажа на Землю при возникновении аварийной ситуации;
- сложность обеспечения непрерывного обмена информацией между КА и наземным комплексом управления при существующем ограниченном составе станций дальней космической связи, а также в связи с заходами КА за тело Луны;
- наличие быстротечных и особо ответственных полетных операций, нештатные ситуации в которых приводят к необратимым тяжелым последствиям (например, посадка на поверхность Луны, своевременный взлет с нее, сближение с окололунной станцией, обеспечение условий входа в атмосферу Земли при возвращении экспедиции).

Поскольку разработка технологии управления полетами КА лунной программы, а также содержания самой программы и технических средств ее выполнения должны вестись одновременно и согласованно, в настоящее время очевидна актуальность интенсификации исследовательских и проектных работ в этом направлении.

В докладе обсуждается влияние особенностей лунной программы на управление полетами КА, осуществляющими ее реализацию, а также излагаются возможные методы решения ряда вызываемых ими проблем и последовательность развития технологии управления, предполагаемая наиболее целесообразной.

Литература

- [1] Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полетами. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. Ч. 1. 2009. Ч. 2. 2010.
- [2] Соловьев В.А., Любинский В.Е. Пилотируемые полеты с Земли на другие небесные тела // Космонавтика и ракетостроение. 2009. № 2 (55).

- [3] Соловьев В.А., Любинский В.Е., Матюшин М.М. Проблемы управления полетами пилотируемых космических комплексов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2013. №3 (92).
- [4] Муртазин Р.Ф. Транспортная космическая система для обеспечения эксплуатации окололунной орбитальной структуры // Космонавтика и ракетостроение. 2017. №2 (95).

ПРИМЕНЕНИЕ АНАЛИЗА ВРЕМЕННЫХ РЯДОВ ДЛЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ ОБРАБОТКИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ ПРИ УПРАВЛЕНИИ КОСМИЧЕСКИМ ПОЛОТОМ

Н.В. Лебедева
С.В. Соловьев

trigonella@mail.ru
sergey.soloviev@scsc.ru

ПАО РКК «Энергия»

Предложен метод интеллектуального анализа телеметрической информации космических аппаратов (КА) основанный на использовании элементов теории статистики и анализа временных рядов. Обосновывается возможность решения прикладных задач управления космическим полетом направленных на детальное понимание процессов происходящих при эксплуатации КА. Предложен принцип интеллектуальной обработки телеметрической информации на базе математической модели используемой для анализа и прогнозирования нестационарных временных рядов в статистике.

Методы контроля состояния КА, используемые в практике управления полетами, позволяют, оперативно, в темпе поступления телеметрической информации (ТМИ), определять степень реализации программы полета КА. В результате на текущий временной срез определяется величина значений телеметрических параметров (ТМП), и на основании данной статической [1] информации делается заключение о состоянии КА в целом. Эксплуатация КА характеризуется наличием на борту КА целого ряда режимов, операций и действий, следствием которых является изменение значений ТМП. Данное изменение ТМП характеризуется скоростью, характерной для контролируемого процесса, и математически [2] описывается понятием «тренд». Помимо характерной номинальной величины тренда ТМП, возможны ситуации иного изменения ТМП или величины тренда ТМП. Подобное явление будем относить к аномалии [3] или отклонению в процессе работы бортовых систем КА, без определения последствий на выполняемую программу полета КА. Использование текущих традиционных технологий контроля для автоматического определения величины тренда весьма затруднительно и не реализовано на практике.

Процессы, происходящие на борту КА, оцениваются по ТМИ, которая представляет собой ряды значений ТМП, изменяющихся во времени. Таким образом, изменения значений ТМП можно рассматривать как классический временной ряд и применять к его анализу весьма разнообразный и многофакторный математический аппарат. Важно, что привязка изменения значений параметра ко времени учитывается как при анализе самого тренда ТМП, так и при анализе взаимного изменения значений совокупности ТМП. Последнее помогает качественно оценивать состояние бортовых систем КА или аппарата в целом.

В классическом виде временной ряд, построенный на данных о значениях контролируемого ТМП, будет зависеть от выбранной математической модели. Поскольку

основной целью анализа данных временного ряда является выявление формирующегося тренда в контролируемом параметре, необходимо обратить внимание также на сопутствующую задачу прогнозирования временного ряда [4].

Анализ изменения значений ТМП требует выполнения основных расчетных числовых характеристик дискретной случайной величины. Проводя математические расчеты по контролируемому ТМП, необходимо заранее определять краевые точки, позволяющие судить о сбоях в ТМИ, виде тренда и достоверности формируемого прогноза.

В качестве начального исследования задача об оценке вычисленных параметров тренда решается с точки зрения быстрого выявления факта его появления. В основе существующего метода контроля состояния лежит именно выявление действительного тренда, который позволяет выдвинуть гипотезу. Для практических задач анализа при управлении полетом КА, важен факт перехода в тренд значения какого-либо ТМП или группы ТМП. Величина тренда и ее возможная динамика в будущем необходима для соотнесения с располагаемыми ресурсами или запасами и последующего вычисления располагаемого времени до достижения предельных значений ТМП или исчерпания ресурсов или запасов КА или его составных частей. При этом располагаемое время является самостоятельным параметром, сгенерированным в результате подобной вторичной обработки данных ТМИ КА.

Изложен принцип применения интеллектуального анализа телеметрической информации космических аппаратов (КА) основанный на использовании элементов теории статистики и анализа временных рядов. Представлено обоснование необходимости их решения для современных КА, содержащий большое число приборов, агрегатов и имеющих сложные и разноплановые режимы работы.

В современных технических средствах обработки ТМИ при управлении космическим полетом математический аппарат на базе элементов теории статистики и методов анализа временных рядов не применяется. Тем не менее существуют убедительные примеры применения данных инструментов в различных технических приложениях. Учитывая наметившиеся тенденции в решении задач обработки в оперативном режиме больших объемов разноплановой информации, предлагаемый метод интеллектуальной обработки телеметрической информации КА, позволит получить необходимую дополнительную качественную информацию о характере поведении значений ТМП, которая будет наилучшим образом отражать свойства каждого контролируемого элемента КА.

Литература

- [1] Вентцель Е.С. Исследование операций: Задачи, принципы, методология. М.: Высшая школа, 2001. 208 с.
- [2] Кайбер, Г. Вероятность и индуктивная логика. М.: Прогресс, 1978. 376 с.
- [3] Кац М. Вероятность и смежные вопросы в физике. М.: Едиториал УРСС, 2003. 274 с.
- [4] Костевич Л.С. Математическое программирование. Информационные технологии оптимальных решений. Минск: ООО «Новое знание», 2003. 424 с.

СОДЕРЖАНИЕ И СТРУКТУРА ЗАДАЧ ДИАГНОСТИКИ АНОМАЛИЙ В РАБОТЕ БОРТОВЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

О.И. Абанин
С.В. Соловьев

olegaban@mail.ru
sergey.soloviev@scsc.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В статье обоснована возможность решения задач диагностики аномалий в работе бортовых систем космического аппарата (КА), выявления и прогнозирования отклонений в процессе эксплуатации КА по изменениям значений телеметрических параметров (ТМП). Описан принцип решения указанных задач анализа телеметрической информации (ТМИ) с помощью метода вейвлет-преобразования. Предложены способы автоматизации процесса анализа на основе разрабатываемого специального математического аппарата.

Накопленный опыт космических полетов и эксплуатации КА наглядно демонстрирует, что надежность и безопасность осуществления полета любого КА определяются не только конструктивным и функциональным совершенством самого КА, но и уровнем технологий, методов и средств управления его полетом. Для эффективного управления полетом современных КА требуется автоматизировать решение ряда задач, которые напрямую обеспечивают надежность и безопасность эксплуатации КА.

Управление полетом КА представляет собой многоступенчатый технологический процесс, состоящий из последовательности действий, логически связанных между собой и взаимодействующих во временной последовательности. Учитывая ключевые требования по обеспечению надежности, безопасности полета и полноты достижения цели полета КА, процесс управления является весьма трудоемким и сложным.

Получение необходимой информации для решения задач управления космическим полетом и в конечном итоге принятие решений по дальнейшему продолжению полета осуществляются в значительной степени в результате анализа телеметрической информации (ТМИ), получаемой с КА. ТМИ является наиболее полной, достоверной и оперативной информацией для определения как текущего состояния КА, так и предыстории его состояния и выполнения программы полета, а также в определенной степени прогноза состояния на некоторую перспективу.

С точки зрения процесса управления полетом, анализ ТМИ имеет следующую цель — на основе всей совокупности доступной информации дать всеобъемлющее, исчерпывающее и подтвержденное знание о техническом состоянии КА в целом и его составных частей, включая полезную нагрузку и научную аппаратуру, на основании которой будет принято решение о дальнейшем продолжении программы полета КА.

Исследование технологий и методов анализа, применяемых в настоящее время при управлении полетом КА, позволяют сформулировать несколько характерных недостатков. К числу наиболее существенных, следует отнести ограниченные возможности по получению дополнительной информации, особенно в части определения аномалий и отклонений в процессах, происходящих на борту КА, поскольку в основном применяются методы допускового контроля и специализированные алгоритмы. Данные методы позволяют автоматически выявить превышение значения того или иного телеметрического параметра (ТМП) относительно его предельного значения. Выход ТМП за предельные значения является основным признаком нештатной ситуации на борту КА. Что в свою очередь, требует оперативных действий, не предусмотренных программой полета и негативно влияющих на реализацию целей полета. Поэтому на практике при эксплуатации КА существует стремление как минимум не допускать приближения значений ТМП к предельным значениям. Однако достигается это, в основном без применения средств автоматизации, даже не смотря на тот факт,

что количество ТМП достигает нескольких тысяч для современных КА, что сложно назвать современным эффективным решением.

В настоящее время происходит интенсивное развитие информационных технологий, методов интеллектуального анализа данных и идентификационных моделей в системах управления. Созданный современный математический аппарат позволяет осуществить глубокую переработку больших объемов информации, следствием чего является новое качество знаний о процессах, которые описываются этой информацией. Дополнительной отличительной чертой современных информационных технологий является их высокое быстродействие, что привлекательно для решения оперативных задач анализа при управлении полетом КА.

На сегодняшний день современные информационные технологии в целях анализа ТМИ КА используются ограниченно. Существует возможность и обоснованная необходимость использования различных математических методов для решения задач анализа в процессе контроля при управлении полетом КА. При этом основной упор должен быть направлен на интеллектуализацию процесса обработки ТМИ для детального понимания поведения ТМП, описывающих процессы на борту КА, изменения и идентификации состояния бортовых систем с последующим прогнозированием состояния процессов на борту КА.

В данной работе сформулировано содержание и основные задачи методики диагностики аномалий в работе бортовых систем КА. Представлено обоснование необходимости их решения для современных КА с длительными сроками эксплуатации на орбите. Учитывая необходимость постоянного и трудоемкого процесса анализа при управлении полетом КА, наиболее действенным и эффективным по целой совокупности причин, направлением следует признать интеллектуализацию и автоматизацию данных процессов.

Из краткого анализа создания и применения идентификационных моделей следует признать, что для технических приложений, при решении задач управления и обработки больших объемов информации достигнуты большие успехи. Реализованные методы, в частности основанные на вейвлет-анализе, которые характеризуются уникальными способностями детализированного анализа. Однако для задач обработки ТМИ, поступающей с КА подобных работ не проводилось.

В настоящей статье представлен принцип решения задачи анализа ТМИ, при котором в качестве средства получения информативного математического представления данных используется вейвлет-преобразование. Данный математический инструмент, основанный на взаимодействии теории идентификации и вейвлет-анализа, позволяет получить дополнительную качественную информацию о поведении ТМП. [1]

Вейвлет-преобразование позволяет из большого объема данных, проанализировать огромное количество потенциально важных, но еще не выявленных знаний. [2] С точки зрения осуществления контроля при управлении полетом КА, методы интеллектуального анализа призваны исследовать ТМИ с целью нахождения в них скрытых аномалий или отклонений. Для этого необходимо иное и высокоуровневое представление данных, отличное от исходного формата, содержащегося в ТМИ. Вейвлет-преобразование способно обеспечить такое представление информации. Автоматизация процесса анализа осуществляется с помощью специального математического аппарата, который обеспечивает построение идентификационной модели состояния КА. С помощью данной модели решаются в том числе и задача прогнозирования состояния КА.

Литература

- [1] Сакрутина Е.А., Бахтадзе Н.Н. Идентификация систем на основе вейвлет-анализа // XII Всероссийское совещание по проблемам управления ВСПУ – 2014. Москва.
- [2] Юр Т.В. Обзор применений вейвлет-преобразования в задачах интеллектуального анализа данных // Сборник науч. тр. Харьковского университета Воздушных Сил. 2018. Вып. 4(45).

РЕАЛИЗАЦИЯ ОДНОВИТКОВОЙ СХЕМЫ СБЛИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ «СОЮЗ-МС» С МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИЕЙ

Н.А. Чудинов
Р.Ф. Муртазин

chudo-26@yandex.ru
rafail.murtazin@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

В последнее время большой интерес представляет развитие быстрых схем сближения. В практике российских полетов к МКС уже были реализованы четырех- и двухвитковые схемы сближения. В работе предлагается подход, обеспечивающий возможность реализации одновитковой схемы.

Традиционная двухсуточная схема сближения космического корабля (КК) с орбитальной станцией (ОС) используется в практике российских космических полетов уже более 30 лет. Эта схема позволяет КК стартовать каждые 1–2 дня из трех последовательных, является устойчивой к большим разбросам по выведению. Она достаточно экономична с точки зрения расхода топлива, обеспечивающего выход из нештатных ситуаций, связанных со срывом исполнения маневров. Кроме того, в течение двух суток обычно завершается адаптация экипажа к условиям невесомости, что является важным для надежного проведения, в случае необходимости, ручной стыковки. Вместе с тем большая длительность сближения КК с ОС требует проведения в течение двух суток большого объема работ: многократных измерений и уточнения параметров орбиты КК, выполнения промежуточных коррекций и т. д. Цикл проведения маневра включает в себя также кодировку и подготовку данных для закладки на борт. В свою очередь возможность закладки уставок и проведения измерений ограничена зонами действия наземных измерительных пунктов (НИП), что должно учитываться циклограммой сближения.

В 2012 году была реализована более короткая, четырехвитковая, схема сближения [2]. Она позволила состыковаться с МКС через 6 часов, то есть до начала снижения работоспособности экипажа, связанного с негативным влиянием перехода к невесомости. При реализации четырехвитковой схемы использовалась РН с аналоговой системой управления (СУ) с наведением по жесткой траектории, дающей большие разбросы при выведении. Это обстоятельство требовало обязательного уточнения параметров движения с помощью НИПов. С целью сокращения длительности первый маневр сближения выполнялся до проведения измерений, а затем, уже на следующем витке проводился корректирующий маневр для компенсации разбросов выведения. В качестве недостатка этой схемы можно отметить увеличение длительности стартового дня экипажа, составляющего около 16 часов и продолжающегося от времени подъема экипажа в день старта и вплоть до перехода на борт МКС, причем около 10 часов этого времени экипаж должен находиться в скафандрах [2].

На сегодняшний день разработана и успешно используется РН Союз 2 этапа 1а, обладающая цифровой СУ с терминальным наведением. Эта СУ обеспечивает малый разброс параметров движения на момент отделения КК от РН, что позволяет отказаться от дополнительного интервала маневрирования на КК для коррекции ошибок выведения, оставив их парирование на автономный участок сближения. Кроме того, терминальное наведение позволяет при необходимости варьировать наклонением орбиты выведения. Модернизированный КК Союз-МС оснащен автономной системой навигации (АСН), позволяющей оперативно и с высокой точностью определять параметры движения на борту КК без использования НИПов. Преимущества использо-

вания РН Союз 2.1а с КК Союз-МС позволили продолжить сокращение длительности сближения [4]. Так транспортный грузовой корабль (ТГК) Прогресс МС-09 совершил сближение с МКС 10 июля 2018 года за 3 часа 40 минут (2 витка) [1]. Это позволит сократить длительность стартового дня экипажа еще на 3 часа. Однако недостатком такой схемы являются жесткие требования по взаимному угловому положению МКС и КК на момент выведения последнего (фазовый диапазон). Если фазовый диапазон для четырехвитковой схемы составлял 25° , то для двухвитковой — только 8° .

В данной работе рассматривается методика квазикомпланарного выведения РН [3], позволяющая расширить фазовый диапазон для «быстрых» схем сближения КК Союз-МС с МКС. Расчеты показывают, что фазовый диапазон для двухвитковой схемы может превысить соответствующий диапазон для четырехвитковой схемы. Таким образом появляется возможность дальнейшего сокращения длительности сближения до одного витка. В работе представлена циклограмма будущей одновитковой схемы сближения, по которой проведены расчеты, подтверждающие возможность реализации этой схемы. Помимо сокращения длительности сближения и стыковки с МКС, одновитковая схема сближения может потребоваться для обеспечения двухпусковой схемы полета в рамках будущей лунной программы, парируя фактор времени, являющийся критическим для работоспособности разгонного блока.

Литература

- [1] Красильников А. «Прогресс МС-09»: два витка — и на станции! // Новости космонавтики. 2018. № 09 (428). С. 18–22.
- [2] Муртазин Р.Ф. «Быстрая» схема сближения: МКС становится ближе // Полет. 2013. № 8. С. 116–120.
- [3] Муртазин Р.Ф. Использование квазикомпланарной орбиты выведения для быстрого доступа космического корабля к орбитальной станции // Космонавтика и ракетостроение. 2014. Вып. 1 (74). С. 42–49.
- [4] Муртазин Р.Ф. Двухвитковая схема сближения космического корабля «Союз» с международной космической станцией // Космонавтика и ракетостроение. 2017. Вып. 1 (94). С. 30–37.

МЕТОДИКА УПРАВЛЕНИЯ ТРАНСПОРТНЫМ КОРАБЛЕМ НА ЭТАПЕ АЭРОТОРМОЖЕНИЯ ПРИ ВОЗВРАЩЕНИИ ОТ ЛУНЫ

М.Е. Первушин

pervushin_me@mail.ru

Р.Ф. Муртазин

rafail.murtazin@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

В данной работе рассмотрено управление летательным аппаратом на этапе аэроторможения в плотных слоях атмосферы при возвращении от Луны к околоземной орбитальной станции. Для проведения статистического моделирования аэроторможения представлена методика получения параметров «случайной» атмосферы, путем разложения плотности в ряд Фурье.

В настоящее время многими космическими агентствами рассматривается возобновление пилотируемых полетов на Луну. Для решения этой задачи требуется наличие надежной транспортной системы по доставке к Луне экипажа и грузов. На данный момент, одним из перспективных вариантов решения этого вопроса является использование транспортной орбитальной космической системы (ТКС) «Рывок», используемой для связи околоземной и окололунной станций. В концепции ТКС «Рывок» после прилета от Луны

необходимо выполнить переход на орбиту околоземной станции с торможением 2-й космической скорости в атмосфере Земли. Т.к. вследствие неточного знания параметров атмосферы невозможно осуществить выход космического корабля на орбиту околоземной станции с необходимой точностью, используется управление его движением в плотных слоях атмосферы.

В качестве управления использовалось изменение значения угла атаки от графика торможения скорости, который зависит от текущих параметров атмосферы.

Для проведения статистического моделирования было разработано программное обеспечение на языке Pascal в среде программирования Delphi7, для получения «случайной» атмосферы, при разложении плотности в ряд Фурье. С использованием этих данных получены результаты статистического моделирования управления движением ЛА в плотных слоях атмосферы.

Разложение распределения плотности в зависимости от времени полета в ряд Фурье было проведено на основе значений стандартной атмосферы. Это разложение описывается следующей формулой:

$$F(x) = \frac{a_0}{2} + \sum_{n=1}^s (k_1 a_n \cos nx + k_2 b_n \sin nx),$$

где a_0, a_n, b_n — коэффициенты Фурье, определяемые с учетом значений стандартной атмосферы; x — время полета; s — количество слагаемых; k_1, k_2 — случайные числа в диапазоне от 0 до 1, выбранные по равномерному закону.

Результаты проведенного статического моделирования позволяют оценить точность выхода на целевую орбиту.

ОЦЕНКА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ЗАТРАТ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ОБСЛУЖИВАНИЯ ОКОЛОЛУННОЙ СТАНЦИИ

Е.С. Прохорова

ekater_1997@mail.ru

Р.Ф. Муртазин

rafail.murtazin@rsce.ru

ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

Данная работа посвящена определению энергетических затрат транспортной системы (ТС) на доставку КК к перспективной окололунной станции (ОЛС). В докладе рассматриваются две альтернативные орбиты и определяются потребные характеристики скорости по этапам полета.

На данный момент интерес партнеров по МКС направлен на построение орбитальной окололунной станции. Помимо исследования Луны эта станция может быть так же использована в качестве промежуточного форпоста для пересадки космонавтов, направляющихся на Марс.

Для выбора облика ТС необходимо иметь данные по затратам топлива на различные операции, например доставка КК на окололунную орбиту, стыковка со станцией, поддержание орбиты, возвращение КК к Земле и т. д.

В работе рассматриваются две альтернативные орбиты. Первая орбита — орбита NRHO (Near Rectilinear Halo Orbit), которая является частным случаем известных гало-орбит и которая означает «близкая к прямолинейной гало орбита». Особенность движения ОЛС по такой орбите заключается в том, что плоскость орбиты перпенди-

кулярна линии Земля-Луна, а период витка составляет около 7 суток или четверть оборота Луны вокруг Земли. Несмотря на то, что эта орбита крайне нестабильна, при правильно рассчитанных малых и достаточно частых (1-2 на витке) прецизионных коррекциях она может сохранять свою устойчивость при небольших затратах топлива. Оптимальная схема для достижения орбиты NRHO и возврата с нее предусматривает КК выполнение активного трансверсального маневра у Луны.

Вторая орбита — высококруговая с высотой ~ 10000 км. Один виток на рассматриваемой орбите имеет период около 1,4 суток или 1/20 оборота Луны вокруг Земли. В отличие от орбиты NRHO она более стабильна и не требует для поддержания частых и прецизионных коррекций. Выведение на эту орбиту также не требует проведения сложного пертурбационного маневра у Луны.

В работе представлены энергетические затраты на операции ТС для двух описанных выше орбит.

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ НИЗКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ «ОБХОДНЫХ» ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЕТА ОТ ЗЕМЛИ К ЛУНЕ И ВОЗВРАЩЕНИЯ НА ЗЕМЛЮ И ЕЕ ПРИМЕНЕНИЕ В ОТЕЧЕСТВЕННОЙ КОСМОНАВТИКЕ

А.Д. Бычков^{1,2}

В.В. Ивашкин^{1,3}

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

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

В работе описана методика определения низкоэнергетических «обходных» траекторий перелета от Земли к Луне и возвращения на Землю. Представлены основные результаты анализа траекторий полета к Луне при старте с российских космодромов и траекторий возвращения на Землю с посадкой на территории России.

Одной из важнейших стратегических целей российской пилотируемой космонавтики является исследование и освоение Луны. Руководящие документы по космической деятельности России («Основы государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу», «Стратегия российской пилотируемой космонавтики на период до 2035 года» и «Концепция российской пилотируемой космонавтики на период до 2050 года») определяют эту цель в качестве основной.

Для достижения этой цели потребуются доставка полезных грузов большой массы на окололунные орбиты и на поверхность Луны. Поэтому необходимо искать пути увеличения массы полезной нагрузки, которую можно доставить к Луне с помощью различных средств выведения.

Одним из таких путей является использование низкоэнергетических «обходных» траекторий перелета к Луне. Данный тип траекторий характеризуется тем, что космический аппарат сначала совершает полет за орбиту Луны и за пределы сферы действия Земли. Параметры его траектории меняются под действием гравитационных возмущений от Солнца, что, при учете возмущения Землей, делает возможным временный захват космического аппарата полем Луны и тем самым позволяет умень-

шить затраты характеристической скорости на перелет от Земли к Луне и возврат от Луны к Земле [1-4].

Одним из способов дальнейшего снижения затрат топлива является гравитационный маневр у Луны. Он позволяет изменить энергию отлетной траектории, дополнительно уменьшив общие затраты на перелет Земля-Луна. В проведенном исследовании для различных стартовых эпох и наклонов начальной орбиты были определены траектории «обходных» перелетов на орбиту искусственного спутника Луны как с использованием гравитационного маневра у Луны, так и без его использования. Исследована также задача возвращения с орбиты искусственного спутника Луны на Землю с использованием траектории «обходного» типа.

Литература

- [1] Belbruno E.A., Miller J.K. Sun-perturbed Earth — to — Moon transfer with ballistic capture // Journal of Guidance, Control and Dynamics. July — August 1993. Vol. 16, no 4. С. 770–775.
- [2] О траекториях полета точки к Луне с временным захватом ее Луной // Доклады Академии наук. 2002. Т. 387, № 2. С. 166–169.
- [3] Ивашкин В.В. О траекториях полета точки от Луны к Земле с гравитационным освобождением от лунного притяжения // Доклады Академии наук. 2004. Т. 398, № 3. С. 340–343.
- [4] Бычков А.Д. Исследование пространственных «обходных» перелетов на орбиту искусственного спутника Луны при старте с космодромов, находящихся на территории России // Наука и образование. 2016. № 2 (50). DOI: 10.18698/2308-6033-2016-2-1468

ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ОРБИТАЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ СПУТНИКОВ В УСЛОВИЯХ ИХ КОЛЛОКАЦИИ

Ю.Г. Сухой
В.Ф. Брагинец
В.М. Мещеряков

sukhoy@spnav.ru
braginet@spnav.ru

Филиал «Прецизионного навигационно-баллистического обеспечения»
«АО «НПК «СПП», г. Королёв

Работа посвящена особенностям безопасного управления орбитальным движением геостационарных спутников, находящихся в одной орбитальной позиции. Разработана стратегия коррекций наклонов и эксцентриситетов орбит геостационарных спутников, учитывающая эволюцию наклонов их орбит под действием гравитационных потенциалов Солнца и Луны в различные периоды года и при различном положении линии узлов орбиты Луны. Стратегия обеспечивает сокращение дополнительных затрат топлива на проведение коррекций в условиях коллокации.

Учет особенностей управления орбитальным движением двух или нескольких геостационарных спутников в одной орбитальной позиции (коллокация) необходим для исключения возможности их столкновения. Разнесение векторов наклонов (I) и эксцентриситетов (E) орбит спутников (I-E — коллокация) является наиболее распространенным методом совместного безопасного управления несколькими геостационарными спутниками в одной орбитальной позиции [1].

Реализация конкретной стратегии применения метода I-E — коллокации зависит от размеров зоны удержания, количества спутников в общей зоне удержания, величин тяг корректирующих двигателей, ошибок отработки коррекций, точности определения и моделирования орбит, ограничений на проведение коррекций, а также от

числа операторов спутников и их участия в обмене информацией о параметрах орбит спутников. Орбиты геостационарных спутников, разнесенные в соответствии со стратегией I-E — коллокации, теоретически не имеют общих точек пересечения, однако опасность столкновения полностью исключить нельзя, ввиду наличия ошибок определения орбиты, прогнозирования параметров движения спутников и практического исполнения коррекций [2]. Поэтому для гарантированного предотвращения столкновений необходим постоянный контроль расстояния между спутниками.

В случае управления спутниками из одного центра, эта проблема решается посредством регулярного определения параметров их орбит по измерениям с использованием специального программного обеспечения.

В случае управления спутниками из разных центров, необходим постоянный обмен данными о параметрах орбит спутников между центрами управления. Вместе с этим, требуется изменение штатной технологии проведения коррекций наклонений и эксцентриситетов орбит геостационарных спутников в целях поддержания минимально допустимого расстояния между спутниками, в результате чего возникают дополнительные затраты топлива на проведение коррекций.

В данной работе проанализированы указанные особенности, описана стратегия коррекций наклонений и эксцентриситетов орбит геостационарных спутников в условиях их коллокации с учетом эволюции наклонения орбит геостационарных спутников под действием гравитационных потенциалов Солнца и Луны в различные периоды года, и при различном положении линии узлов орбиты Луны [3, 4]. Разработанная стратегия обеспечивает сокращение дополнительных затрат топлива на проведение коррекций за счет рационального выбора величин и направлений корректирующих воздействий.

Литература

- [1] Брагинец В.Ф., Сухой Ю.Г., Виноградов В.А., Федонин С.В., Щербаков А.В. Приоритетные стратегии коллокации геостационарных спутников, находящихся в общих орбитальных позициях, для предотвращения опасных сближений // Космонавтика и ракетостроение. 2016. № 8 (93). С. 98–109.
- [2] Сухой Ю.Г. Коррекции орбит геостационарных спутников: в 3 ч. Ч. 1: Особенности управления орбитальным движением и возмущения орбит геостационарных спутников. М.: Изд-во Спутник+, 2011. 120 с.
- [3] Сухой Ю.Г. Оценка влияния потенциалов Солнца и Луны на наклонение орбиты геостационарного спутника // Космонавтика и ракетостроение. 2016. № 6 (91). С. 67–77.
- [4] Сухой Ю.Г., Брагинец В.Ф. Стратегия коррекции наклонения орбиты геостационарного спутника с учетом эволюции наклонения на длительных интервалах времени под действием гравитационных потенциалов Солнца и Луны // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. Вып. 7. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-7-1783> (дата обращения 11.09.2018).

АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ ТЕХНИЧЕСКОЙ РЕАЛИЗАЦИИ ДОПОЛНЯЮЩЕГО ВЫСОКООРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

В.М. Мещеряков

В.Ф. Брагинец

Ю.Г. Сухой

braginets@spnav.ru

sukhoy@spnav.ru

Филиал «Прецизионного навигационно-баллистического обеспечения»
АО «НПК «СПП», г. Королёв

В докладе проведен анализ особенностей технической реализации высокоорбитального космического комплекса (ВКК), дополняющего систему ГЛОНАСС. Показано, что условия работы систем навигационных аппаратов на высокоэллиптических орбитах, по сравнению с круговыми, требуют усложнения конструкции КА, совершенствования специального программного обеспечения центра управления системой ГЛОНАСС и внесения изменений в структуру информации навигационного сигнала.

Точность вычисления координат в навигационной аппаратуре потребителей при использовании КА системы ГЛОНАСС совместно с ВКК будет определяться:

- условиями приема потребителями навигационных сигналов от КА ВКК совместно с сигналами от штатных КА ГЛОНАСС;
- точностью эфемеридно-временной информации, передаваемой с КА ВКК;
- точностью учета в навигационной аппаратуре потребителей (НАП) цифровой информации, содержащейся в навигационных сообщениях, принимаемых с КА ВКК.

Задача оценки условий наблюдения с территории РФ максимально возможного количества КА ВКК для различных типов орбит была рассмотрена в докладе [1]. При этом, было показано, что дальность распространения сигнала по линии «КА ВКК — потребитель» для эллиптических орбит типа QZSS с эксцентриситетом 0,072, примерно в 2 раза больше, чем по линии «КА ГЛОНАСС — потребитель». В этой связи потребуются увеличение мощности излучаемого сигнала, что может существенно усложнить конструкцию и управление работой бортовых систем КА ВКК.

Оценка уровня немоделируемых ускорений для КА ВКК показала, что, по сравнению с КА ГЛОНАСС, он будет существенно выше. Основной причиной этого является усложнение условий работы системы ориентации и стабилизации КА ВКК на высокоэллиптической орбите. Это усложнит алгоритмическую реализацию высокоточной модели прогнозирования движения КА ВКК для эфемеридного обеспечения в наземном контуре управления. Кроме этого, для обеспечения требуемой точности должен быть скорректирован алгоритм учета релятивистских поправок при обработке измерений и расчете частотно-временных поправок, закладываемых на КА ВКК.

Анализ состава цифровой информации, необходимой для передачи с КА ВКК потребителю, и его сравнение с составом штатного навигационного кадра КА ГЛОНАСС показал, что используемая структура альманаха должна быть доработана в целях корректного расчета движения КА ВКК на высокоэллиптической орбите.

Таким образом, дополнение системы ГЛОНАСС высокоорбитальным космическим комплексом на эллиптических геосинхронных орбитах потребует:

- создания навигационного КА, конструкция которого будет существенно отличаться от КА ГЛОНАСС штатной орбитальной группировки в части систем электропитания, ориентации и стабилизации, а также в части аппаратуры излучения навигационного сигнала;
- разработки и экспериментальной отработки более сложных моделей и технологий эфемеридного и частотно-временного обеспечения КА ВКК;

– частичного изменения структуры неоперативной части навигационного кадра и алгоритмов использования в НАП отдельных видов цифровой информации, передаваемых с КА ВКК.

Данных проблем можно избежать при реализации рассмотренных в статье [2] вариантов дополнения системы ГЛОНАСС путем добавления штатно используемых КА в существующие орбитальные плоскости с последующим равномерным перераспределением КА всей орбитальной группировки по аргументу широты, либо за счет размещения КА ГЛОНАСС в дополнительных орбитальных плоскостях, располагаемых между существующими плоскостями. Предложенные варианты расширения системы ГЛОНАСС со штатными круговыми орбитами не уступают по наблюдаемости варианту дополнения системы ГЛОНАСС КА ВКК, но в отличие от него обеспечивают высокую наблюдаемость в глобальном масштабе, а не только на территории РФ, и требуют меньших затрат.

Литература

- [1] Мещеряков В.М., Брагинец В.Ф., Сухой Ю.Г. Архитектура орбитальной группировки ГЛОНАСС, обеспечивающая глобальное выполнение перспективных требований по среднему значению пространственного геометрического фактора // Сб. тезисов XLIH академических чтений по космонавтике. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 23–26 января 2018 г. М., 2018. Секц. 13.
- [2] Брагинец В.Ф., Мещеряков В.М., Сухой Ю.Г. Сравнение вариантов построения орбитальной группировки ГЛОНАСС в целях совершенствования ее структуры для наблюдения навигационных спутников // Космонавтика и ракетостроение. 2017. № 1 (94). С. 95–102.

ВЫБОР СХЕМЫ ПРОВЕДЕНИЯ КОРРЕКЦИЙ ОРБИТЫ ДЛЯ ПОДДЕРЖАНИЯ ЗАДАННОЙ КОНФИГУРАЦИИ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ ОПЕРАТИВНОГО ГЛОБАЛЬНОГО МОНИТОРИНГА

С.Ю. Улыбышев

wardoc5@rambler.ru

А.А. Лысенко

lysenkodoc@mail.ru

Центральный научно-исследовательский институт химии и механики

В данной работе рассмотрены варианты схем проведения коррекций орбиты и оценки необходимых запасов топлива для решения задачи долговременного поддержания заданной конфигурации спутниковой системы оперативного глобального мониторинга (СС ОГМ). Представлены примеры использования выбранной схемы для перспективной СС ОГМ, обеспечивающей перерыв в наблюдении любой точки на поверхности Земли не более 3,5 часов.

В настоящее время быстрое получение информации о любой точке на поверхности Земли становится все более востребованной задачей. Спутниковые системы (СС) с высокой оперативностью получения информации, как правило, требуют большого числа спутников в составе орбитальных группировок, что пропорционально увеличивает конечную стоимость системы и сроки ее развертывания. В связи с этим представляет определенный практический интерес построение СС ОГМ позволяющих, в общем случае, за время менее 24 часов получить информацию о любом интересующем районе на поверхности Земли. При этом состав орбитальной группировки не должен превышать 10 космических аппаратов (КА). Такую систему целесообразно строить на базе

малых КА, которые с одной стороны, обладают более высокими динамическими характеристиками по управляемости, а с другой стороны, при серийном выпуске, позволяют существенно снизить стоимость создания орбитального сегмента системы. Опыт построения подобных СС наблюдения на примере «SAR Lure» или «SkySat» позволяет говорить об их высокой эффективности применения, скорости развертывания и относительно низкой себестоимости по сравнению с группировками, состоящими из более крупных КА.

В работе проведен анализ изменения относительных параметров внутри СС и оценено их влияния на величину максимального перерыва в наблюдении. Определены допустимые границы изменения по ДВУ и аргументу широты, при которых СС ОГМ все еще будет сохранять требуемые характеристики по оперативности наблюдения любой точки на поверхности Земли. Рассмотрена задача выбора схем проведения коррекций орбиты для поддержания заданной конфигурации СС ОГМ.

Номинальное построение орбитальной группировки осуществляется за счет рационального разнесения КА по ДВУ и аргументу широты, выбранными по результатам проектировочного расчета и имитационного моделирования согласно [1]. При этом базовым сегментом рассматриваемой СС ОГМ является КА с параметрами орбит и характеристиками бортовой аппаратуры, определяемыми согласно [2, 3]. Полученная СС ОГМ позволяет обеспечивать периодический обзор всей поверхности Земли с перерывом в наблюдении любой точки не превышающим 3.5 часов [4]. С целью оценки изменения конфигурации СС ОГМ было проведено моделирование ее функционирования на длительном временном интервале с учетом различных возмущений. При этом учитывалось, что несмотря на номинально одинаковые характеристики КА входящих в составе СС значения среднего баллистического коэффициента на каждом витке могут отличаться. Это обусловлено практикой применения КА по целевому назначению для съемки заданных районов поверхности Земли и связанные с этим процедуры наведения с использованием различных режимов ориентации, что приведет к изменению площади поперечного сечения. Поскольку КА находятся на низких орбитах высотой менее 1000 км, где сказывается атмосферное торможение, будет иметь место постоянно нарастающее отличие текущей конфигурации СС ОГМ от номинального построения. Кроме того при проведении коррекции орбиты одним из КА появятся отличия по массе, которое также скажется на значении баллистического коэффициента.

Литература

- [1] Лысенко А.А., Улыбышев С.Ю. Построение спутниковых систем оперативного глобального мониторинга поверхности Земли с перерывом в наблюдении, не превышающим периода одного витка // Космонавтика и ракетостроение. 2018. № 3 (102). С. 65–73.
- [2] Улыбышев С.Ю. Применение солнечно-синхронных орбит для космического аппарата оперативного глобального мониторинга // Космические исследования. 2016. Т. 54, № 6. С. 486–492.
- [3] 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.
- [4] Лысенко А.А., Улыбышев С.Ю. Методика орбитального построения спутниковой системы для решения задачи оперативного глобального мониторинга // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. Вып. 11. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-11-1699> (дата обращения 13.09.2018).

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ ДЛЯ НЕПРЕРЫВНОГО ОБЗОРА И СВЯЗИ В ЗАДАННОМ ДИАПАЗОНЕ ШИРОТ

С.Ю. Улыбышев

wardoc5@rambler.ru

Центральный научно-исследовательский институт химии и механики

В докладе представлен новый способ проектирования спутниковых систем (СС) непрерывного обзора и связи в заданном диапазоне широт. Приводится методика расчета проектных параметров СС при заданном диапазоне широт покрытия. Проведен сравнительный анализ полученных характеристик СС на примере непрерывного многократного обзора средних широт.

В последнее время по всему миру активизировалась работа по проектированию и созданию спутниковых группировок на базе малых космических аппаратов (КА) для непрерывного многократного обзора и связи. Уже анонсированы проекты по развертыванию орбитальных группировок свыше 600 и даже более 4000 КА. Кроме того рассматриваются вопросы оснащения существующих СС дополнительными орбитальными сегментами или самостоятельными системами направленными на решение комплексной задачи. В связи с этим возникает необходимость по новому взглянуть на задачу проектирования таких сегментов или систем, для рациональной интеграции их в существующую орбитальную группировку.

В работе представлен новый обобщенный метод проектирования СС непрерывного обзора и связи в заданном диапазоне широт. Он позволяет получить проектные параметры систем для многократного покрытия произвольного пояса широт. Отличительными особенностями данного метода является обеспечение замыкания на минимальной широте, в общем случае отличной от экватора, путем зацепления полосы непрерывного обзора заданной кратности j , образованной пересечением полей обзора КА в одной плоскости, и полями обзора КА, расположенными в соседних плоскостях. При этом орбитальные плоскости имеют определенное наклонение. Кроме того замыкание на максимальной широте организовано через пересечение полос непрерывного однократного и j -кратного обзора, что обеспечивает минимизацию высоты полета в СС. Указанный подход был реализован для частного семейства околополярных СС глобального обзора, рассмотренных в [1]. Обобщение и применение описанных принципов организации замыкания на минимальной и максимальной широте позволяет получить более оптимальные (по критерию минимизации высоты полета) СС непрерывного покрытия. Они могут выступать как самостоятельные системы или быть дополнением к уже созданным и стыковаться на соответствующих широтах непрерывного обзора. Характерным примером являются СС для обзора приэкваториальных широт. При достаточно высокой максимальной широте непрерывного покрытия, как показано в работе [2], СС на наклонных орбитах построенные указанным способом, обеспечивают меньшую высоту полета и большие углы возвышения при наблюдении, чем системы на экваториальной орбите при одинаковом числе спутников в системе. Кроме того возможно сформировать комбинированные СС с двумя и более самостоятельными сегментами, которые могут иметь в общем случае различные высоты полета. Преимущества таких СС подробно рассмотрены в работах [3, 4].

В докладе представлены результаты сравнительного анализа характеристик СС непрерывного покрытия различной кратности на примере обзора средних широт. В качестве прототипов рассмотрены варианты построения СС с касанием полосой непрерывного j -кратного обзора минимальной широты и с замыканием полос обзора на промежуточной широте, описание которых приведено в [2].

Литература

- [1] Ulybyshev Y. Near-Polar Satellite Constellations for Continuous Global Coverage // Journal of Spacecraft and Rockets. 1999. Vol. 36? no 1. P. 92–99.
- [2] Улыбышев С.Ю. Спутниковые системы на наклонных орбитах для непрерывного обзора приэкваториальных широт // Космонавтика и ракетостроение. 2016. № 1 (86). С. 34–47.
- [3] Улыбышев С.Ю. Комбинированные спутниковые системы непрерывного глобального обзора на экваториальной и полярных круговых орбитах // Космические исследования. 2015. Т. 53, № 4. С. 332–344.
- [4] Улыбышев С.Ю. Неоднородные спутниковые системы глобального обзора на экваториальной и приполярных круговых орбитах // Космические исследования. 2016. Т. 54, № 4. С. 323–333.

К ВОПРОСУ ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНОЙ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ОТ ЗЕМЛИ К ЛУНЕ И ВОЗВРАЩЕНИЯ К ЗЕМЛЕ

Е.С. Гордиенко

gordienko.evgenyy@gmail.com

П.А. Худорожков

НПО им. С.А. Лавочкина

Рассматривается вопрос выбора рациональных траекторий полета КА от Земли к Луне и возвращения от Луны к Земле. КА стартует с космодрома «Восточный» и выводится на опорную околоземную орбиту, затем формируется траектория перелета к Луне. При подлете к Луне КА выполняет торможение для перехода на полярную круговую орбиту искусственного спутника Луны (ИСЛ) высотой 100 км, формирует посадочную орбиту с высотой перицентра 18 км и производит посадку на поверхность Луны. Затем, после функционирования КА на поверхности, происходит взлет КА, формирование опорной орбиты ИСЛ и траектории возвращения к Земле.

Анализ миссии проводится в четыре этапа. На первом этапе рассматриваются схемы прямого перелета от Земли к Луне, перелета через точку либрации L1 системы Земля — Луна, перелета с использованием двигателей малой тяги. Анализ данных схем приводит авторов к тому, что критериям простоты и надежности реализации миссии отвечает схема прямого перелета от Земли к Луне и обратно. На втором этапе выбирается рациональная траектория прямого перелета от Земли на полярную круговую орбиту ИСЛ высотой 100 км при учете ограничений на условия освещенности в точке посадки. Длительность перелета от Земли к Луне рассматривается в диапазоне от 4 до 6 суток. На третьем этапе проводится анализ рационального взлета КА с поверхности Луны и формирования опорной полярной круговой орбиты ИСЛ с высотой 100 км, с которой происходит отлет КА к Земле. На четвертом этапе рассматривается вопрос формирования траектории возвращения к Земле, попадающей в точку на поверхности Земли с заданными координатами φ_c, λ_c .

Критерием оптимальности на втором, третьем и четвертом этапах является суммарная характеристическая скорость КА, необходимая для осуществления миссии. На торможение у Луны, посадку на ее поверхность, взлет с Луны и формирование траектории возвращения необходимо ~5680 м/с.

МЕТОД ОЦЕНКИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ЗАТРАТ НА ПОДДЕРЖАНИЕ КА НА ОРБИТЕ NRHO В ОКРЕСТНОСТИ КОЛЛИНЕАРНЫХ ТОЧЕК ЛИБРАЦИИ L1, L2 СИСТЕМЫ ЗЕМЛЯ–ЛУНА

С.В. Романов

romanovsv@mcc.rsa.ru

П.В. Новиков

npv@mcc.rsa.ru

В.Г. Лаврентьев

lvg@mcc.rsa.ru

ФГУП ЦНИИмаш

Гало-орбиты в окрестности коллинеарных точек либрации L1, L2 системы Земля–Луна рассматриваются как одни из перспективных вариантов размещения автоматических КА и пилотируемых станций для освоения Луны. В работе представлен метод оценки энергетических затрат на поддержание гало-орбит в окрестностях этих точек либрации и результаты его применения к NRHO.

Орбиты типа NRHO, являющиеся подмножеством семейства гало-орбит в окрестности коллинеарных точек либрации L1 и L2 системы Земля–Луна, рассматриваются как одни из наиболее перспективных вариантов размещения автоматических КА и пилотируемых станций для освоения Луны. В виду того, что орбиты в окрестностях точек либрации являются неустойчивыми, т. е. теряют свою структуру из-за воздействия возмущающих факторов, для их существования должны регулярно проводиться маневры поддержания. Поддержание этих орбит в условиях влияния гравитационных возмущений, создаваемых телами Солнечной системы, и воздействия других факторов, таких как давление солнечного света, является нетривиальной задачей.

При разработке метода оценки энергетических затрат на поддержание гало-орбиты предполагалось, что заданы:

- 1) выбранная (номинальная) гало-орбита или орбита типа NRHO;
- 2) точки проведения корректирующих маневров на заданной орбите;
- 3) интервал времени ΔT , на котором требуется удерживать КА на выбранной орбите.

Требуется разработать метод оценки энергетических затрат на поддержание КА вблизи (в окрестности) выбранной гало-орбиты в течение заданного интервала времени. Провести оценочные расчеты затрат характеристической скорости ΔV на поддержание КА вблизи орбиты типа NRHO в течение заданного интервала времени.

Поддержание орбиты осуществляется множественными коррекциями в заранее определенных точках номинальной траектории, рассчитанными с использованием алгоритма, представленного в статье. Каждый раз после вычисления параметров маневра, оставшийся участок номинальной траектории, используется в качестве начального приближения для алгоритма итерационного процесса, сходящегося к изначально оговоренным конечным условиям. Теоретически гало-орбита является периодической и не требует корректирующих маневров. Однако в реальных условиях КА не следует точно по номинальной траектории из-за воздействия естественных возмущений (гравитационных, давления солнечной радиации и др.), а также ошибок, связанных с ошибками навигации или работы двигательной установки. Поэтому при оценке фактических затрат на поддержание орбиты, в том числе NRHO, необходимо учитывать и эти факторы.

Алгоритм метода оценки энергетических затрат включает следующие шаги:

1. Выбирается вектор состояния КА 0 rv в первой точке проведения корректирующего маневра.

2. Выбранный вектор состояния «зашумляется» путем добавления случайной нормально распределенной ошибки знания положения и вектора скорости КА. Случайные величины формируются с помощью датчика случайных чисел.

3. Прогнозируется траектория движения КА от вектора состояния до следующей точки проведения корректирующего маневра.

4. Вычисляются матрица перехода состояний и параметры корректирующего маневра в первой точке, обеспечивающие удержание КА вблизи выбранной гало-орбиты.

5. Шаги 2–4 повторяются N раз. Здесь N подбирается таким образом, чтобы обеспечить представительную выборку случайных чисел на шаге 2. Вычисляются средние затраты характеристической скорости на выполнение первого корректирующего маневра.

6. Шаги 2–5 повторяются для всех последующих точек проведения маневров на протяжении ΔT . При этом в каждой точке проведения маневра рассчитываются средние затраты на его проведение.

7. Сумма средних затрат в каждой точке проведения маневра представляет собой оценку энергетических затрат на поддержание КА вблизи (в окрестности) выбранной гало-орбиты в течение заданного интервала времени.

В статье представлены оценки средних затрат характеристической скорости на поддержание КА на орбите типа NRHO в течение 12 витков (~0,5 года), полученные с использованием предложенного метода.

ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ КА НА ОРБИТАХ В ОКРЕСТНОСТИ ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ L2 СИСТЕМЫ ЗЕМЛЯ–ЛУНА

И.С. Беляев

i.belyaev@mcc.rsa.ru

П.В. Новиков

npv@mcc.rsa.ru

В.Г. Лаврентьев

lvg@mcc.rsa.ru

ФГУП ЦНИИмаш

В связи с возросшим интересом к использованию орбит, расположенных в окрестностях точек либрации системы Земля-Луна, для решения практических задач возникает необходимость получения оценок характеристик точности определения и прогнозирования положения КА на данных орбитах существующими средствами измерения при различных схемах организации навигационных измерений.

Под характеристиками точности определения и прогнозирования положения КА на орбите понимаются:

- погрешности определения вектора состояния КА (в орбитальной системе координат) на момент времени выполнения траекторных измерений;
- погрешности определения вектора состояния КА (в орбитальной системе координат) на конец интервала прогнозирования.

Рассматриваемые характеристики точности зависят от многих факторов: состава измерительных средств, характеристик измерительных средств, количества сеансов измерений и др.

Решаемая задача сформулирована следующим образом:

- оценить характеристики точности, достижимые при различных значениях факторов;
- определить значения факторов, позволяющие получить наибольшую точность определения и прогнозирования КА.

Метод решения задачи. Разработка предварительной схемы навигации проводилась на основе численных расчетов, моделирующих движение КА и измерения текущих навигационных параметров его траектории полета.

Моделирование движения КА подразумевало получение его кинематических векторов состояния (координат и скоростей) на заданные моменты времени посредством численного интегрирования соответствующих дифференциальных уравнений, представляющих собой математическую модель движения центра масс КА.

При получении модельных измерений на заданные времена в зонах видимости наземных станций, расчетные значения измеряемых функций искажались датчиком случайных чисел, отражающим нормальный закон распределения для заданных ошибок измерений.

В качестве траекторных измерений моделировались: наклонная дальность от наземной измерительной станции до КА — и радиальная скорость КА — относительно наземной станции (НС). Кроме того, моделировались радио интерферометрические измерения со сверхдлинной базой (Very Long Baseline Interferometry — VLBI) в форме разности дифференциальных одно путевых измерений дальности (Delta Differential One-way Range —). В качестве баз интерферометра рассматривались две базы, сформированные из отечественных станций: Евпатория и Медвежья Озера (1232 км) и Евпатория — Уссурийск (6936 км).

В качестве варьируемых в ходе исследования факторов выбраны следующие:

а) интервал времени, на котором распределяются траекторные измерения, используемые при определении и прогнозировании орбиты КА (мерная база);

б) типы измеряемых параметров в сеансах ТРИ (дальность, скорость, РСДБ-измерения);

с) количество сеансов ТРИ в течение суток;

д) длительность интервалов прогнозирования.

В качестве ограничений в ходе исследования рассматривались:

– определенная (фиксированная) квазипериодическая орбита в окрестности точки L2 системы Земля-Луна;

– определенная (фиксированная) модель сил, действующих на КА;

– точность ТРИ;

В результате исследований:

1) установлена зависимость точности определения и прогнозирования параметров от рассматриваемых факторов;

2) найдены «оптимальные» значения для каждого из перечисленных факторов;

3) дальнейшее увеличение «оптимальных» значений факторов, приводит к улучшению показателя точности меньше чем на 10 %;

4) получены оценки достижимых характеристик точности определения и прогнозирования положения КА в точках либрации системы Земля–Луна;

5) при расчете по «оптимальным» значениям каждого из рассмотренных факторов, может быть достигнута следующая точность:

а. момент определения: точность определения лежит в пределах 3σ точности ТРИ;

б. прогноз на сутки: точность прогнозирования 160м по дальности и 0.3мм по скорости;

с. прогноз на трое суток: точность прогнозирования 450м по дальности и 0.8мм по скорости;

д. прогноз на семь суток: точность прогнозирования 2.5км по дальности и 5мм по скорости.

К ВОПРОСУ ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ СТРУКТУРНОГО СВОЙСТВА ОБОБЩЕННОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ В ЗАДАЧАХ НАВИГАЦИОННО-БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

В.В. Бетанов¹ vlavab@mail.ru
В.В. Корянов² vk.sm3.bmstu@gmail.com

¹АО «Российские космические системы»

²МГТУ им. Н.Э. Баумана

Исследуется применение введенных оригинальных свойств измерительных задач в практике навигационно-баллистического обеспечения (НБО) управления космическими аппаратами (КА). При этом задача технологического цикла НБО по определению параметров движения КА рассматривается как объект-система «задача – инструмент решения». Подобные измерительные задачи характеризуются обобщенными структурными свойствами. В докладе исследуется вариант применения одного из подобных свойств, а именно: свойства обобщенной идентификации.

Внутренние связи и отношения любой сложной системы (такие как отношения адекватности математической модели, наблюдаемости и идентифицируемости определяемых (уточняемых) параметров, качества оценок, связи между моделями динамической и измерительной системами) одновременно могут рассматриваться и как типические, структурные свойства измерительных задач [1, 2].

В работе введено и рассмотрено применение в практике навигационно-баллистического обеспечения управления КА структурного свойства измерительных задач — «обобщенной идентификации». При этом решение измерительных задач навигационно-баллистического обеспечения (НБО) рассматривается в объект-системе «задача НБО — инструмент решения (автоматизированная система НБО)» (ЗИ). Структурная схема измерительных задач с элементами обобщенных структурных свойств в подобной объект-системе приведена в работе [3].

Разработанная профессором А.В. Чечкиным общая теория ультраоператоров [4] в значительной мере удовлетворяет требованиям исследования подобных систем, так как в ней определяется и изучается новый вид отображений (ультра отображений с соответствующими ультраоператорами), являющимися обобщением классических понятий математики.

Применение ультраоператоров и ультрасистем позволяет эффективно описать в том числе обобщенные структурные характеристики измерительных задач, например, обобщенную идентифицируемость на образе объект-системы (а не только в ее математическом проявлении при постановке и решении задачи).

В работе обсуждаются перспективы использования обобщенных структурных свойств измерительных задач на реальном примере. Подробно исследуется задача идентификации, а именно: уточнение параметра математической модели движения КА — баллистического коэффициента.

Литература

- [1] Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., Звягин Ф.В. Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 518 с.
- [2] Разоренов Г. Н. Введение в теорию оценивания состояния динамических систем по результатам измерений: учеб. пособие. М.: МО СССР, 1981. 272 с.

- [3] Бетанов В.В., Корянов В.В. Концепция обобщения структурных свойств измерительных задач при навигационно-баллистическом обеспечении космического аппарата // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. № 7 (700). С. 92–99.
- [4] Чечкин А. В. Математическая информатика. М.: Наука, 1991. 416 с.

ОБОСНОВАНИЕ СИСТЕМООБРАЗУЮЩЕЙ РОЛИ ВЫСОКОТОЧНОГО НАВИГАЦИОННО-БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРИ СОЗДАНИИ КОНТУРА УПРАВЛЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ СИСТЕМАМИ

С.В. Васьков¹ sergvasserg@yandex.ru

А.Н. Жуков²

Ю.С. Васькова¹

¹ АО «НПК «СПП»

² Филиал «ПНБО» АО «НПК «СПП»

Проведен анализ базовых принципов организации управления перспективными космическими системами на основе исследования новых качественных требований к ним. Дано обоснование необходимости в качестве системообразующего элемента управления для перспективных космических систем использовать систему высокоточного навигационно-баллистического обеспечения.

В настоящее время центры управления полетами (ЦУП) наземных комплексов управления (НКУ) космическими системами (КС) находятся на этапе технологической модернизации в целях реализации эффективного управления перспективными космическими системами. В первую очередь, это связано с новыми качественными требованиями к перспективным КС нового поколения, способными в ближайшее время решать целевые задачи глобального, непрерывного и высокоточного уровня.

Типовые методы управления, ограниченные хоть и существенным, но все же региональным НКУ, обеспечить эти перспективные требования не в состоянии. Исходя из анализа современных тенденций к организации управления перспективных КС, можно выделить три базовых принципа.

Первым базовым принципом организации управления перспективными КС является непрерывность, основанная на использовании ретрансляционных высокоскоростных космических каналов передачи данных.

Вторым базовым принципом организации управления является интеллектуализация и построение автономных бортовых комплексов управления (БКУ) перспективных КС, делегирование БКУ типовых операций управления с переводом НКУ в режим мониторинга и отработки особо ответственных и нестандартных ситуаций.

Третьим, по сути ключевым, базовым принципом организации управления является реализация координатно-временного обеспечения перспективных КС на основе навигационной информации ГЛОНАСС и ее функциональных дополнений (ФД).

Безусловно, в той или иной мере, это относится ко всем без исключения КС, но в наибольшей степени эти принципы проявляются в организации управления перспективными низкоорбитальными КС наблюдения. Современные потребности и требования, предъявляемые к уровню решения задач наблюдения за наземными объектами, предопределяют их возрастающую роль, формально уже закрепленную руководством страны в ряде документов 2017 года.

Ключевыми элементами, существенным образом влияющими на качество данных наблюдения и, в конечном итоге, на показатель превосходства в обеспечении целевых характеристик КС являются бортовые средства специальной аппаратуры и наземные средства обработки информации. Их основными параметрами являются: разрешающая способность бортовой аппаратуры наблюдения и точность координатной привязки объектов наблюдения, которая, прежде всего, зависит от точности ориентации осей визирования на наблюдаемый объект и точности навигации КА, реализуемой БКУ.

В целях существенного повышения эффективности комплексного решения задач наблюдения (прежде всего по оперативным характеристикам) в последнее десятилетие интенсивно рассматривается вопрос использования для этих целей малогабаритных КА (МКА).

Исходя из ряда ограничений, вызванных конструктивными ограничениями и предполагаемым составом целевых задач, применение по целевому назначению МКА наблюдения в части навигационно-баллистического обеспечения (НБО) управления, будет обладать рядом особенностей, а именно:

- орбитальные группировки МКА предполагается размещать исключительно на низких (преимущественно круговых) орбитах, где с одной стороны превалирует самый сложный к учету возмущающий фактор — верхняя атмосфера Земли, с другой обеспечивается возможность непрерывной навигации по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС);

- количество МКА в ОГ может составлять до нескольких десятков, что требует существенного пересмотра текущей технологии управления КА ограниченными средствами НКУ;

- в технологических циклах НБО управления МКА представлены жесткие оперативные требования к организации операций маневрирования (как по поддержанию орбитальной структуры, так и орбитальных параметров каждого МКА).

Однако, при детальном рассмотрении этих особенностей, следует признать, что все они так или иначе связаны с точностью навигации МКА, если исходить из ключевого требования к целевым характеристикам ОГ МКА — точности привязки объекта наблюдения.

Построение перспективных систем МКА на низких орбитах, предопределяется прежде всего наличием существенных ограничений на специальную аппаратуру. При этом диапазон высот может составлять 250 — 350 км. Следовательно, погрешность привязки осей визирования специальной аппаратуры (даже наилучших на текущее время образцов) на подобных высотах в проекции на земную поверхность может составлять десятки метров. В этом случае на бюджет погрешности навигации КА остается не более единиц метров. Из этого краткого анализа можно сделать вывод, что требования к точности навигации для перспективных низкоорбитальных потребителей составляют беспрецедентный метровый и субметровый уровень.

Вместе с тем, проведенный анализ современного состояния и перспектив развития глобальных навигационных систем ГЛОНАСС, GPS, BeiDou, Galileo показал принципиальную возможность использования измерительной информации различного состава навигационных полей для выполнения требований к точности навигации перспективных КС. При этом невозможно обеспечить субметровую точность навигации оперативного режима в различных условиях космической обстановки, основываясь исключительно на обработке в БКУ прямых кодовых измерений даже всего состава навигационных полей ГНСС. Для повышения точности навигации в оперативном режиме (то же касается и апостериорного режима) необходимо использование дополнительных данных.

Совершенно очевидно, что наилучшую точность навигации можно получить исключительно с использованием измерительной информации ГНСС. В связи с этим

представляется целесообразным оценить эффект от использования фазовых измерений, ассистирующих данных систем функциональных дополнений, а также специальных технологий обработки информации в БКУ и НКУ, основываясь на использовании международного опыта в решении этой задачи для наземного потребителя. При этом крайне актуальным является исследование проблемных вопросов и способов решения подобной задачи для отечественных орбитальных систем.

ПОДХОД К УЧЕТУ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПЛАНИРОВАНИЯ ПРИМЕНЕНИЯ ГРУППИРОВКИ КА-ИНСПЕКТОРОВ В ОБЛАСТИ ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

*А.Ю. Поздняков*¹

anton.pozdnyakov@list.ru

*А.П. Хабаров*¹

*Т.Р. Гумиргалиев*¹

*К.К. Кирмелас*²

*С.Л. Старчак*²

¹ НИИЦ ЦНИИ ВВКО МО России

² Военный институт МГТУ им Н.Э. Баумана

На начальном этапе проектирования космических систем одной из определяющих успешность проекта является качество результата решения задачи баллистического проектирования, увязанного с полной учитываемой совокупности тактико-технических требований, ограничений и других релевантных факторов, а также с возможностями применяемого научно-методического аппарата. Результаты согласования параметров целевой аппаратуры, двигательной установки и массы топлива на борту определяют конструкцию и облик КА в целом.

Для учета эффективности планирования применения КА в составе ОГ при решении задач инспекции предлагается подход, обеспечивающий выбор оптимальной (рациональной) последовательности допустимых интервалов наблюдения КО в области ГСО, определяемых с учетом параметров целевой ОЭА и астробаллистических условий. Непосредственный выбор осуществляется алгоритмом на основе метода ветвей и границ с учетом принятой стратегии построения системы, количественного и качественного состава ОГ и оставшегося запаса характеристической скорости на борту каждого конкретного КА-инспектора.

Результаты проведенных исследований указывают на возможность достижения оптимальных параметров КА, обеспечивающих требуемое качество решения задачи инспекции ограниченного множества КО для заданных условий и ограничений с учетом принятых допущений о эффективности планирования. Рассмотренные варианты построения гомогенной орбитальной группировки с принятой стратегией совместного применения позволили определить минимально необходимый состав ОГ в количестве трех КА для инспекции всей популяции КО в зоне ГСО за один год. При этом запас характеристической скорости на борту составил порядка 1000 м/с, что технически реализуемо. Дальнейшее наращивания количества аппаратов в группировке позволит либо уменьшить необходимый запас характеристической скорости на борту, соответственно, массу КА, либо повысить оперативность решения задачи инспекции КО.

ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ СХЕМЫ ДОВЫВЕДЕНИЯ МИКРОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОМЕЖУТОЧНОЙ ОРБИТЫ С СИНХРОННОЙ ПРЕЦЕССИЕЙ

Д.А. Зельвин demon9@bk.ru
А.Г. Топорков toporkov.90@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В докладе рассмотрены особенности реализации схемы выведения группировки малых космических аппаратов (МКА) на этапе работы блока выведения типа «Волга» при переходе с опорной орбиты, формируемой ракетой-носителем до промежуточной орбиты, на которой осуществляется отделение МКА. В качестве промежуточной рассматривается орбита с синхронной скоростью прецессии по отношению к рабочей орбите, на которую самостоятельно переходят МКА после отделения от БВ.

В связи с интенсивным развитием технологий и прикладных задач, в которых действуют многочисленные группировки МКА, становится все более актуальным рассмотрение вопроса быстрого развертывания орбитальных группировок, а также резервирования спутников. Кроме того, осуществление групповых запусков МКА на разные орбиты с помощью одного средства выведения, в общем случае, приводит к необходимости оснащения МКА собственной двигательной установкой, в том числе с целью использования ее для решения задачи довыведения.

В связи с этим представляется актуальной задача рассмотрения схем выведения группировки однотипных МКА с использованием промежуточной орбиты, с которой происходит отделение МКА.

При этом в качестве промежуточной целесообразно использовать орбиту с синхронной прецессией (ОСП) по отношению к рабочей орбите. Оценка эффективности применения такой схемы и расширение областей достижимости по параметрам орбит были рассмотрены ранее в работе [1].

Преимущества применения ОСП по сравнению с традиционной схемой выведения МКА непосредственно на рабочую орбиту в части увеличения массы выводимой полезной нагрузки и сокращения сроков развертывания орбитальной группировки рассмотрены в [2, 3]. А также, как показано в работе [4], эволюция параметров двух ОСП позволяет длительное время сохранять взаимную их конфигурацию при минимальных затратах топлива на поддержание, что может эффективно использоваться для размещения резервных МКА на указанной промежуточной орбите.

В данном докладе более детально рассмотрен этап довыведения группировки МКА с помощью БВ типа «Волга» на промежуточную ОСП. Параметры промежуточной ОСП определяются исходя из заданных параметров рабочей орбиты и запаса характеристической скорости, отводимой каждому МКА на самостоятельный переход на рабочую орбиту. На основании этих граничных условий определены параметры промежуточной орбиты и проработана циклограмма довыведения МКА до момента их отделения.

Рассмотрены вопросы выбора рациональной ориентации БВ при выдаче импульсов, на участках пассивного полета, а также для безопасного (без соударений) отделения МКА на промежуточной ОСП.

Рассмотрен вопрос реализации маневров для затопления БВ после отделения МКА. Проведена оценка требуемых затрат топлива на осуществления прямого схода с орбиты и выбора интервалов маневрирования для затопления БВ в заданной акватории мирового океана.

Также, проведена оценка продолжительности времени нахождения МКА в зоне тени и полутени от Земли и Луны.

Литература

- [1] Зельвин Д.А. Оценка энергетических возможностей и областей достижимости при выведении и группировки микрокосмических аппаратов с использованием промежуточной орбиты // Актуальные проблемы космонавтики: труды XLIII академических чтений по космонавтике. Москва, 23–26 января 2018 г. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. С. 243–244.
- [2] Улыбышев С.Ю. Выведение группировки микроспутников с использованием промежуточной орбиты с синхронной прецессией // Труды МАИ. 2018. № 98. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=90354> (дата обращения 11.09.2018).
- [3] Улыбышев С.Ю. Выведение группировки микроспутников с использованием промежуточной орбиты с синхронной прецессией // Актуальные проблемы космонавтики: труды XLI академических чтений по космонавтике. Москва, 24–27 января 2017 г. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. С. 294.
- [4] Улыбышев С.Ю. Анализ взаимной эволюции параметров двух синхронно прецессирующих орбит. Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. Вып. 3. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1471.html> DOI 10.18698/2308-6033-2016-03-1471 (дата обращения 09.10.2018).

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЗАПАСА ИМПУЛЬСА СКОРОСТИ ДЛЯ КОРРЕКЦИИ ТРАЕКТОРИИ МЕЖПЛАНЕТНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФУНКЦИЙ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ

Сухова С.В. s.sukhova90@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлен метод выполнения анализа ошибок наведения и определения запаса импульса скорости для выполнения маневров коррекции отклонений траектории, вызванных ошибками выведения межпланетного космического аппарата (КА) ракетой-носителем. Метод использует функции чувствительности и модель выполнения корректирующих маневров, учитывающую ошибки величины и направления вектора тяги.

Из-за особенностей межпланетных перелетов космических аппаратов (КА) ошибки выведения, неточности выполнения маневров и другие факторы могут привести к значительному отклонению фактической траектории от расчетной, что влечет за собой необходимость выполнения коррекций. Методы оценки ошибок наведения, учитывающие различные случайные факторы, позволяют более точно определить параметры необходимых корректирующих маневров, сократить запас рабочего тела, необходимый для проведения коррекций, и увеличить массу полезной нагрузки аппарата. Построение же типовых методов и алгоритмов анализа ошибок наведения и определения необходимых корректирующих маневров способствует ускорению проектирования межпланетных аппаратов, и, как следствие, снижению их стоимости.

В докладе рассматривается анализ влияния неточности выведения межпланетного КА ракетой-носителем (РН) и ошибок выполнения корректирующих маневров на отклонение фактической траектории межпланетного космического аппарата от расчетной. Анализ ошибок наведения выполняется при помощи метода Монте-Карло [1] и функций чувствительности [2], связывающих отклонение компонентов вектора состояния от номинального значения с изменениями параметров перелета (исходного вектора состояния, вектора коррекции и т. д.). По результатам анализа ошибок наведения определяется запас импульса скорости аппарата, необходимый для выполнения коррекции траектории.

Алгоритм включает в себя генерацию случайных значений вектора состояния и определение ошибки вектора состояния космического аппарата на момент прибытия к планете назначения. Ошибка выведения КА зависит от параметров системы управления ракеты-носителя РН и разгонного блока, а также от траектории выведения, и моделируется ковариационной матрицей вектора состояния КА в момент прекращения активного участка полета (момент выключения двигателя РБ). Для оценки необходимого запаса импульса скорости моделируются маневры коррекции траектории. При выполнении любого маневра фактическая сила, сообщаемая двигательной установкой космическому аппарату, отличается от величины силы, заданной системой управления КА. Ковариационная матрица ожидаемого значения коррекционного маневра [3] отражает ошибки величины и направления вектора тяги, вызванные колебаниями мощности двигателя и дискретностью регулирования момента включения и выключения, неточности положения ДУ и ошибками ориентации КА.

Учет неточностей выполнения корректирующих маневров в анализе ошибок наведения позволяет более реалистично оценить возможный разброс траекторий перелета, определить общий запас импульса скорости, а также необходимое количество и величину коррекций. Также используемые в анализе функции чувствительности дают возможность оценить вклад отдельных факторов в отклонение траектории межпланетного космического аппарата. Рассмотрев типовые траектории можно оценить целесообразность учета тех или иных факторов в анализе ошибок наведения.

Литература

- [1] Beard V.B., Hanson J.M. Applying Monte Carlo simulation to launch vehicle design and requirements analysis // NASA Technical Reports Server (NTRS). URL: <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20100038453&hterms=applying+monte+carlo&q=N%3D0%26Ntk%3DAll%26Ntt%3Dapplying%2520monte%2520carlo%26Ntx%3Dmode%2520matchall> (дата обращения 31.08.2018).
- [2] Воронов А.А. Теория автоматического управления: учеб. для вузов по спец. «Автоматика и телемеханика»: в 2 ч. Ч. 1: Теория линейных систем автоматического управления / Н.А. Бабаков, А.А. Воронов, А.А. Воронова и др.; под ред. А.А. Воронова. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Высшая школа, 1986. 367 с.
- [3] Chioma V.C., Titu N.A. Expected maneuver and maneuver covariance model // Journal of Spacecraft and Rockets. 2008. Vol. 45, no 2. P. 409–412.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ В ЗАДАЧЕ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОТЫ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В.В. Сазонов sazonov@cosmos.msu.ru

Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова

В работе рассматривается геометрический подход к решению задачи математического моделирования работы солнечных батарей (СБ) космического аппарата (КА), совершающего полет по околоземной орбите. При математическом моделировании работы СБ требуется определить части их поверхности, освещаемые Солнцем. Современные КА имеют сложную форму внешней поверхности, которая может содержать подвижные элементы (например, Международная космическая станция (МКС)) и для отыскания частей поверхности СБ аппарата можно использовать геометрическую модель и метод трассировки лучей. Предложенный в работе метод был реализован в виде программы для ЭВМ и использовался для расчетов при проектировании научно-энергетического мо-

дуля (НЭМ) МКС. Разработанный программный комплекс был использован для моделирования работы СБ служебного модуля (СМ) Российского сегмента (РС) МКС и космического корабля «Прогресс». Сравнение результатов моделирования с получаемой телеметрической информацией (ТМИ) показало расхождение не выше 10 %.

Основным источником электроэнергии современных КА являются СБ, поэтому задача проектирования системы электроснабжения КА является одной из самых ответственных. Современные космические аппараты имеют сложную форму внешней поверхности, так что элементы конструкции КА могут отбрасывать тень на поверхность СБ тем самым снижая мощность вырабатываемого ей электрического тока. Современные КА оснащаются подвижными элементами (СБ, манипуляторы, антенны), режим движения которых зависит от разных факторов и во время движения КА по освещенной Солнцем части орбиты форма внешней поверхности КА может существенно меняться. Для того, чтобы в каждый момент времени отыскать части поверхности СБ КА, освещаемые Солнцем, необходимо иметь подробную геометрическую модель КА, далее геометрическим методом найти искомые части поверхности СБ.

В работе предлагается подход к созданию динамической геометрической модели внешней поверхности КА и геометрический метод поиска освещаемых солнцем части СБ КА, использующий трассировку лучей [1].

Геометрическая модель КА задается в виде набора простейших геометрических примитивов: треугольников, четырехугольников, боковых поверхностей усеченного конуса, параллелепипедов. Модель представляется в виде набора объектов, которые объединяются в виде дерева, каждый узел дерева позволяет задать постоянное и переменное преобразование координат, что позволяет задать движение элементов конструкции станции. Каждый объект представляет собой набор указанных геометрических примитивов. Программная реализация геометрической модели позволяет использовать в виде частей модели внешней поверхности КА модели, загружаемые из сред автоматизированного проектирования. Для задания геометрической модели был разработан специальный формат входного файла на основе XML.

Для вычисления силы тока, вырабатываемого СБ КА необходимо знать не только геометрическую модель, но и схему подключения фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), и вольт-амперные характеристики (ВАХ), входящих в схему ФЭП и, так называемых, запирающих диодов. Был разработан специальный формальный язык для описания модели СБ, входящих в состав КА. Указанный формальный язык позволяет задать форму СБ, принципиальную схему подключения и электрические характеристики, входящих в схему элементов. При известной схеме подключения и характеристик освещенности ФЭП, входящих в электрическую схему СБ значение силы вырабатываемого тока определяется при решении нелинейного уравнения.

Указанный геометрический подход был реализован в разработанном Московским университетом программном комплексе математического моделирования работы СБ КА. Проведенное тестирование программного комплекса на СМ РС МКС показало расхождение реальных значений силы вырабатываемого электрического тока не более, чем на 10 % [2].

Литература

- [1] Сазонов В. В. Алгоритм определения освещенности солнечных батарей Российского сегмента Международной космической станции // Известия МГТУ «МАМИ». 2014. Т. 3, № 2 (20). С. 65–70.
- [2] Сравнительный анализ расчетной и экспериментальной производительности солнечных батарей орбитального космического аппарата на примере служебного модуля Российского сегмента МКС / М. Р. Ахмедов, А. Г. Бидеев, Е. Ю. Макарова и др. // Космическая техника и технологии. 2018. Т. 3, № 22. С. 96–108.

САМОНАСТРАИВАЮЩАЯСЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ АПРИОРНОЙ ИНФОРМАЦИИ О ПОЛОЖЕНИИ ЦЕЛИ

О.С. Швыркина bonjour15@mail.ru
А.Н. Клишин

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрен способ формирования управления летательного аппарата в условиях недостаточности внешней информации. Для восстановления требуемого набора параметров управления предложено использовать иные измерения бортовых приборов. Результатом являются функциональные зависимости и матрицы управления, которые закладываются в бортовую вычислительную машину. Разработанный алгоритм управления движением летательного аппарата позволяет качественно осуществить наведение, при наличии помех.

Сегодняшняя концепция управления летательными аппаратами требует обеспечения его наведения в автономном режиме без проведения предварительного топогеодезического и метеорологического обеспечения. Более того, достижение качественного результата должно гарантированно обеспечиваться при вероятных возмущениях и недостаточно надежном целеуказании.

В настоящее время для повышения точности летательных аппаратов на конечном участке траектории в ряде случаев реализуют самонаведение. В качестве источника информации о положении цели большое распространение получили системы, основанные на приеме радиосигналов, которые имеют два измерительных канала: угломерный и дальномерный. Существенным недостатком таких систем является возможность нарушения работы различными искусственными помехами [1].

Помехи создают шумовой фон или обеспечивают ложные отметки объектов, что в значительной степени осложняет обнаружение объектов, осуществления и сопровождение их целераспределения. [2].

В связи с этим актуальна задача по созданию таких систем наведения, которые позволяют осуществить автономное наведение с требуемым качеством за счет специального алгоритмического обеспечения системы наведения ракет, построенного на основе априорной информации.

Для решения подобных проблем все большее распространение получают системы управления с широким набором функций искусственного интеллекта [3]. Такие системы применяют для принятия решения при оценке состояния сложной динамической системы, работающей при высоком уровне неопределенности. Недостатком систем управления с использованием искусственного интеллекта является необходимость хранения большого количества эталонной информации на борту летательного аппарата и использование вычислительных средств. При этом требуется сравнительно длительное время для анализа ситуации и принятия расчета, что делает невозможным использовать такие системы на аппаратах короткого времени действия [4].

Целью данной работы является рассмотреть подход к формированию управления летательного аппарата в условиях недостаточности внешней информации. Для восстановления требуемого набора параметров управления предлагается использовать неискаженные измерения, которые являются доступными для анализа.

Основой, для построения данного управления являются информационные массивы параметров вектора состояния аппарата, полученные в результате моделирования движения в различных условиях. Обработка массивов данных производится на этапе стендовых испытаний и содержит следующие этапы:

1. Определение входных и выходных сигналов.
2. Формирование матрицы управления с помощью алгоритма управляемого обучения.
3. Проверка полученного результата.

Полученные в результате функциональные зависимости и матрицы управления закладываются в бортовую вычислительную машину. Предложенный подход рассмотрен на примере гипотетического летательного аппарата класса «земля-земля», траектория движения которого имеет атмосферные и безатмосферные участки движения. Синтезированное управление позволяет осуществить наведение на цель при частичном отсутствии информации о положении цели с угломерного канала системы наведения головкой самонаведения. Точность попадания, а также зона поражения цели являются сопоставимыми с наведением, которое осуществляется при нормально работающей головке самонаведения. Проведение обработки информационных массивов на этапе предстартовых испытаний существенно уменьшает время расчета на борту летательного аппарата.

Литература

- [1] Усачев В.А., Голов Н.А., Кудрявцева Н.В. Перспективные технические решения и тенденции развития радиоэлектронных систем наведения для высокоточного оружия класса «Воздух – поверхность» // Наука и образование: научное издание. 2011. №10. URL: <http://technomag.edu.ru/doc/245950.html> (дата обращения 13.08.2018).
- [2] Акиншин Р.Н., Старожук Е.А., Андреев А.В., Оценка влияния помех на достоверность координатной информации радиолокационного датчика бортовой информационной системы управляемого боеприпаса // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2015. № 11. С. 33–44.
- [3] Лысенко Л.Н., Яфраков М.Ф. Аппаратно-алгоритмическое обеспечение интеллектуализированных систем наведения баллистических ракет // ВПК. 2004. №2, 3.
- [4] Солунин В.Л. Основы теории систем управления высокоточных ракетных комплексов Сухопутных войск. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. 328 с.

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ СХЕМ ОБЛЕТА КРУПНЫХ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ОКРЕСТНОСТИ ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ

А.А. Баранов¹ andrey_baranov@list.ru
Д.А. Гришко² dim.gr@mail.ru

¹ ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

Приводится решение задачи определения схемы перелетов между объектами космического мусора в окрестности геостационарной орбиты с целью их перевода на орбиту захоронения. Предполагается, что активный космический аппарат выполняет перелеты между целями, в качестве которых выступают разгонные блоки.

В докладе рассматривается проблема построения схем облета пассивных объектов в геостационарной области и увода их на орбиты захоронения. В настоящее время это актуальная задача прикладной небесной механики, так как геостационарная орбита (ГСО) в силу своей уникальности и четкой определенности параметров орбиты представляет собой ограниченный ресурс.

Под действием гравитационных возмущений со стороны Земли и Луны наклонение орбиты пассивного объекта совершает долгопериодические (примерно 51 год) ко-

лебания, достигая максимального значения примерно в $15-16^\circ$. Долгота восходящего узла (ДВУ) при идеальной геостационарной орбите является вырожденным параметром, однако по мере увеличения наклона орбита объекта описывается и конкретным значением ДВУ. Таким образом, при построении схем облета фактически имеем совокупность орбит, которые имеют отличия по всем параметрам, причем отклонения по ДВУ могут быть любыми по величине.

В отличие от низких орбит, где расхождение орбитальных плоскостей по ДВУ может быть скомпенсировано за счет использования орбиты ожидания с измененной скоростью прецессии, в случае ГСО такое решение требует многолетнего ожидания и, следовательно, непригодно.

Авторами были рассмотрены более 100 реальных разгонных блоков, находящихся в области ГСО. Для этих объектов был построен портрет эволюции наклонений, описывающий долгопериодические изменения наклонения во времени. Из этого портрета видно, что минимум наклонения (близкий к нулю) у орбиты каждого объекта достигается в разное время, что позволяет заранее привести активный космический аппарат (КА) на орбиту встречи с объектом. С другой стороны, наклонения орбит достигают минимальных значений последовательно и в ограниченном временном интервале, что позволит одному КА облететь группу таких объектов и увести их на орбиту захоронения.

В предлагаемом решении задачи выведение активного КА-сборщика осуществляется непосредственно в околоэкваториальную плоскость. Рассмотрены две схемы перелетов между объектами. В первом случае перелет между орбитами осуществляется при совпадении наклонений вблизи экватора, а во втором – когда орбита следующего объекта имеет минимум наклонения.

Результаты расчетов показывают, что оба подхода практически эквивалентны по усредненным удельным затратам суммарной характеристической скорости (на перелет между двумя объектами) и продолжительности облета, но при перелете в момент совпадения наклонений не удастся охватить все рассматриваемые объекты. На основе проведенных расчетов можно сделать вывод, что для очистки защищаемой зоны ГСО от разгонных блоков потребуется 6 КА-сборщиков, каждый из которых должен иметь на борту 15 вводящих модулей. Срок активного существования каждого КА составит не более 10 лет, а его необходимый запас суммарной характеристической скорости не превысит $0,7$ км/с.

ОБ ОБЛИКЕ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА РАДИОЛОКАЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ НА БАЗЕ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ЛЕГКОГО КЛАССА

Н.А. Голов golov@bmstu.ru
В.В. Корянов vk.sm3.bmstu@gmail.com
В.А. Усачев

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлен анализ принципиальных подходов к созданию космического комплекса радиолокационного дистанционного зондирования Земли. Предложен подход к созданию орбитальной группировки радиолокационного наблюдения на базе малых космических аппаратов. Обоснована целесообразность восстановления и развития ракетно-космического комплекса «Старт-1» для оперативного развертывания группировки малых космических аппаратов.

Радиолокационные системы землеобзора космического базирования являются эффективным средством получения оперативной и долговременной информации независимо от метеорологических условий и времени суток [1], при этом отсутствуют отечественные орбитальные группировки космических аппаратов (КА) высокоточного оперативного радиолокационного наблюдения, что обуславливает высокую актуальность формирования подходов к их созданию.

При создании космических аппаратов радиолокационного наблюдения необходимо учитывать ряд принципиальных технических ограничений: ограниченный бортовой энергоресурс, размер апертуры антенного устройства, определяемый выбранным обликом радиолокационной системы (РЛС) и возможностями головного обтекателя в совокупности с механическими устройствами развертывания антенны, мощностные характеристики генерирующих приборов передатчика РЛС, параметры чувствительности приемной аппаратуры, вычислительные возможности бортовой компьютерной системы, точностные и динамические характеристики системы ориентации и стабилизации, пропускная способность канала связи и оперативного сброса информации на наземный пункт приема.

Перечисленный перечень ограничений приводит к крайне ограниченному составу обликов существующих космических РЛС. Все без исключения существующие космические РЛС построены по принципу радиолокатора с синтезированной апертурой (РСА), перечень обликов которых исчерпывается тремя видами:

- РСА с гибридной зеркальной антенной разворачивающейся конструкции (используются на КА SAR-Lupe, Ofeq-10, Кондор);
- РСА с линейной пассивной решеткой, волноводно-щелевой либо полосковой (КА Meteor, RadarSat-1, Lacrosse);
- РСА с активной фазированной антенной решеткой (КА TerraSAR, RadarSat-2, Cosmo SkyMed).

Прогресс в развитии электронной компонентной базы, современные принципы конструирования космических аппаратов и их целевой аппаратуры позволил малым космическим аппаратам (МКА) по своим техническим возможностям сравняться с тяжелыми КА предыдущих поколений. Это позволяет значительно расширить возможности существования космических систем дистанционного зондирования Земли за счет большего состава орбитальной группировки и обеспечит возможность непрерывного мониторинга заданной зоны на поверхности Земли [2].

Отдельным вопросом является выбор ракеты-носителя для создания рассматриваемого комплекса. Вывод коммерческих группировок МКА осуществляется методом попутного выведения при запусках ракет-носителей (РН) среднего класса, у которых основная полезная нагрузка составляет 2 — 3 тонны. Такой способ вывода не позволяет гарантировать заказчику требуемые параметры орбиты и сроки запусков, с возможностью задержек запусков на срок до 6 — 18 месяцев.

Международный рынок пусковых услуг МКА контролируют в основном три оператора: Space Flight Industries (США, запуски на РН

Falcon-9 в кооперации с Space X), Innovative Solutions in Space (Нидерланды, запуски на РН PSLV в кооперации с ANTRIX) и ECM Space Technologies GmbH (она же ECM Launch Service, Германия, запуски на РН Союз в кооперации с АО «Главкосмос»).

В результате существует большая потребность в ракетно-космических комплексах (РКК) легкого класса, где отдельные аппараты или кластеры МКА общей массой в 200 — 400 кг станут основной полезной нагрузкой. Ожидаемая периодичность пусков должна составлять как минимум 10 пусков в год, или один пуск в месяц. Новые ракетно-космические комплексы легкого класса для запуска малых КА должны иметь значительно меньшие эксплуатационные затраты по сравнению с традиционными РКК.

Существует несколько концепций осуществления пусковых услуг РКК легкого класса. Проекты подобного рода разрабатываются в следующих странах: Германия, Китай, Израиль, Швеция, Великобритания, Южная Корея. Наиболее проработанным вариантом на основе жидкостной РН является проект Elektron компании Rocket Labs (США, с базированием в Новой Зеландии). На основе твердотопливных ракет, созданных на основе МБР, уже созданы зарубежные ракетно-космические комплексы: Shavit (Израиль), Epsilon (Япония), Minotaur (США).

В настоящее время в РФ нет РКК легкого класса и осталась единственная серийная ракета-носитель среднего класса «Союз-2.1а, б, в», интенсивность запусков которой из-за малого количества пусковых столов (не более пяти действующих) не превышает 20 в год.

Организация экономически целесообразных групповых пусков МКА с помощью РКН «Союз-2.1» связаны с длительной очередью ожидания и, как показала практика, высокими техническими рисками, что дополнительно снижает рентабельность пусковых услуг.

Отечественные РКК легкого класса создавались на основе выводимых из эксплуатации жидкостных «гептиловых» МБР, ракетный парк которых полностью исчерпан. Воссоздание РКК подобного типа технически невозможно и экономически нецелесообразно.

Во исполнение Распоряжения Правительства РФ от 19.08.1992 г. № 1521-Р был создан и до 2006 года успешно эксплуатировался многоцелевой транспортный РКК «Старт-1» принципиально нового класса на базе твердотопливных МБР, показавший уникальные возможности по точному выведению малых космических аппаратов без использования полномасштабной космодромной инфраструктуры.

Именно по такому пути — создания комплексов на базе конверсионных РКН и МКА пошли за рубежом. Для твердотопливных РКК Shavit — Ofeq (Израиль) и Epsilon — Aspero (Япония) созданы унифицированные платформы МКА, ориентированные на размещение оптико-электронных и радиолокационных средств наблюдения высокого разрешения (не хуже 0,5 м). РКК Minotaur (США) используется исключительно в интересах правительства США для испытания особо ответственных целевых нагрузок.

Таким образом, для развертывания орбитальной группировки КА радиолокационного наблюдения Земли предлагается возобновить функционирование РКК «Старт-1», провести его глубокую модернизацию и дополнения унифицированными платформами МКА, позволяющими размещать основные востребованные на обозримый период целевые нагрузки (оптические и радиолокационные датчики, средства автоматической идентификации, аппаратура метеонаблюдения).

В качестве основы РКН целесообразно использовать твердотопливные МБР до истечения гарантийного срока, что позволит обеспечить крайне высокий уровень надежности запуска.

Литература

- [1] Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования / под ред. В.С. Вербы. М.: Радиотехника, 2010. 680 с.
- [2] Казаковцев В.П., Корянов В.В., Топорков А.Г., Усачев В.А., Голов Н.А., Грамаков А.Д. Методика формирования спутниковых систем непрерывного обзора заданной локальной зоны на поверхности Земли // Полет. 2016. № 8–9. С. 44–54.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАССОВЫХ И ИНЕРЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК НАНОСПУТНИКА С БЛОКОМ МАНЕВРИРОВАНИЯ ПО МЕРЕ ВЫГОРАНИЯ ТОПЛИВА

Д.Г. Грачев
С.П. Симаков

grachevspda@gmail.com
simba1393@gmail.com

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва

В работе рассматривается влияние опорожнения с течением времени бака блока маневрирования наноспутника на изменение его массовых и инерционных характеристик, анализируется изменение характера движения наноспутника по мере выгорания топлива. Представлены результаты численного моделирования состояния газа в баке блока маневрирования, изменения центра масс по мере выгорания топлива, изменения моментов инерции. Проведен анализ полученного характера движения наноспутника с блоком маневрирования.

С ростом востребованности наноспутников (НС) за последние годы существенно вырос круг выполняемых ими задач: известны примеры применения НС в задачах дистанционного зондирования Земли, исследования космоса и проведения космических экспериментов. Прогресс в сфере миниатюризации радиоэлектронных компонентов позволяет разрабатывать новые технологические решения, открывая для НС новые сферы применения. В числе прочего, двигатели, установленные на борту НС, открывают возможности для продления жизни НС на низких орбитах, межорбитальных маневров и сведения НС с высоких орбит. Задача разработки блока маневрирования (БМ) для НС в настоящий момент решается коллективом межвузовской кафедры космических исследований Самарского университета.

Объектом исследования является БМ, установленный на НС SamSat-M. Он представляет собой электротермическую реактивную двигательную установку с подогревом рабочего тела. Топливом является водно-спиртовая смесь. В число основных компонентов блока маневрирования входят сварной бак, подвижный поршень, вытесняющий топливо из емкости, система трубопроводов, двигатель и суперконденсаторы. БМ рассчитан на выдачу единичного импульса скорости 0,1 м/с наноспутнику массой 4 кг с продолжительностью выдачи каждого импульса не более 3 с.

В работе рассматривается задача исследования изменения массовых и инерционных характеристик НС SamSat-M с БМ по мере выгорания топлива. Исследуется влияние изменения массовых и инерционных характеристик на движение НС относительно его центра масс.

При выполнении данной работы были приняты следующие допущения:

- газ в баке БМ принимается идеальным;
- трение между поршнем и стенками бака не учитывается;
- распределение масс в каждом отдельном элементе БМ, а также в полезной нагрузке равномерно;
- центры масс компонентов БМ и полезной нагрузки лежат в их геометрических центрах.

Для дальнейших расчетов вводятся следующие системы координат:

1. Система координат блока маневрирования (СК1) $O_1x_1y_1z_1$, начало O^1 которой лежит в плоскости, совпадающей с плоскостью выходного сечения сопла. Ось x_1 которой совпадает с продольной осью, ось z_1 лежит в плоскости симметрии, а ось y_1 дополняет систему до правой по бинормали.

2. Система координат полезной нагрузки (СК2) $O_2x_2y_2z_2$, начало которой O_2 лежит в геометрическом центре блока с полезной нагрузкой. Ось x_2 совпадает с продольной осью, ось z_2 лежит в плоскости симметрии, а ось y_2 дополняет систему до правой по бинормали.

3. Связанная система координат наноспутника (ССК) $Oxuz$, начало которой совпадает с центром масс наноспутника. Ось x совпадает с продольной осью наноспутника, ось u лежит в плоскости его симметрии, а ось z дополняет систему до правой по бинормали.

СК1 вводится для расчета центра масс и инерционных характеристик БМ. СК2 используется для расчета инерционных характеристик полезной нагрузки. ССК вводится для расчета инерционных характеристик наноспутника и динамических параметров.

Для нахождения зависимости движения поршня от времени, определяются изменения параметров газа в баке БМ. Путем численного моделирования получены зависимости температуры, плотности, давления и массового расхода от времени. При моделировании используется модель неконтролируемого процесса опорожнения емкости при сверхкритическом режиме истечения через отверстие (сопло) постоянного сечения. Теплообмен между газом и стенками сосуда не учитывается.

Ход поршня находится как зависимость от параметров состояния газа в баке БМ на протяжении времени работы БМ. Центр масс БМ вычисляется поэлементно. В целях упрощения вычислений, элементы БМ рассматриваются как простые геометрические тела: сплошной цилиндр, цилиндрическая оболочка и параллелепипед.

На следующем этапе работы проведено численное моделирование углового движения НС. В ходе моделирования учтено изменение положения центра масс наноспутника, а также его моментов инерции вследствие движения поршня.

После анализа данных, полученных в результате численного моделирования движения НС относительно центра масс, можно сделать вывод о несущественности влияния изменения положения центра масс в результате работы БМ.

РОБОТОТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ. ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА

Л.А. Савин

leonid.savin@sfoс.ru

РКК «Энергия» им. академика С. П. Королёва

В докладе дан обзор существующих робототехнических систем МКС. Обозначен круг задач, решаемых с помощью этих систем. Приведено описание робототехнических систем Российского сегмента, летные испытания которых представляют собой новую для отечественной космонавтики и, несомненно, актуальную задачу. Описание российских систем дается в сравнении с системами стран-партнеров по МКС. В докладе приводятся некоторые реальные задачи, решение которых с помощью робототехники дало бы более эффективный результат (или результат вообще). В заключении дается авторское видение требуемых направлений развития отечественной космической робототехники с точки зрения обслуживания пилотируемых станции и проведения научных исследований.

Робототехнические системы являются одними из значимых служебных систем Международной космической станции (МКС). К настоящему времени с помощью манипуляторов собран весь Американский сегмент и частично Российский. Кроме сборки

станции робототехнические системы Американского сегмента выполняют широкий круг различных задач, таких как поддержка внекорабельной деятельности (ВКД) астронавтов, замена вышедших из строя блоков, инспекция внешней поверхности МКС, обслуживание грузовых паллет, шлюзовой камеры и научной платформы модуля JEM, запуск наноспутников, стыковка/расстыковка и разгрузка/загрузка транспортных кораблей.

Робототехнические системы Российского сегмента МКС, именуемые электромеханические средства технического обслуживания (ЭМС ТО), будут доставлены на МКС в составе Многоцелевого Лабораторного модуля (МЛМ). Основой ЭМС ТО является роботизированный манипулятор ERA, разработанный Европейским космическим агентством. Планируется, что ERA выполнит две операции по окончательной сборке МЛМ, и в дальнейшем будет выполнять задачи по обслуживанию российской шлюзовой камеры, инспекции внешней поверхности МКС и перемещению космонавтов при ВКД.

В сравнении с уже функционирующими робототехническими системами Американского сегмента ожидающие старта российские ЭМС ТО имеют ряд недостатков, таких как:

- ограниченное количество базовых точек манипулятора;
- отсутствие средств для запуска наноспутников, для выполнения работ по замене/ремонту дефектных блоков;
- отсутствие возможности управления с Земли.

Общим недостатком всех робототехнических систем МКС, как станции международной, является несовместимость такелажных элементов Российского и Американского сегментов.

Можно привести несколько примеров различных ситуаций, имевших место за время эксплуатации Российского сегмента, при которых использование робототехнических систем привело бы к достижению более эффективных результатов. Можно также привести примеры нерешенных задач, решение которых могло бы быть возложено на робототехнику.

С точки зрения летной эксплуатации, т. е. с точки зрения эксплуатации робототехнических систем, как в интересах обслуживания станции, так и в интересах научных исследований, очевидны следующие требования к расширению возможностей робототехнических систем Российского сегмента МКС. 1. Расширение зоны досягаемости манипулятора ERA. 2. Дооснащение ЭМС ТО навесным оборудованием, обеспечивающим запуск наноспутников. 3. Дооснащение ЭМС ТО копирующими антропоморфными манипуляторами, позволяющими выполнять регламентные или ремонтные работы на внешней поверхности МКС. 4. Реализация возможности дистанционного управления манипулятором ERA с Земли с соответствующей доработкой наземного контура управления. С точки зрения совместной эксплуатации МКС с иностранными партнерами желательны наличие универсальных адаптеров для такелажных элементов Российского и Американского сегментов.

ЧИСЛЕННЫЙ РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИ СТВОРКИ ОТДЕЛЯЮЩЕГОСЯ ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ

Ю.В. Гребенева
А.Ю. Луценко

yulya.grebeneva@mail.ru
aulutsenko@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проведено математическое моделирование обтекания модели створки головного обтекателя ракеты-носителя при малой дозвуковой скорости набегающего потока в диапазоне углов атаки $\alpha = 0...3600^\circ$. Исследуемая модель представляла собой изогнутую тонкостенную оболочку в виде трети полого цилиндра с конической носовой и торoidalной хвостовой частями. Получены структуры обтекания и аэродинамические характеристики створки.

Для расчета траекторий движения и возможных районов падения отделяющихся в процессе полета от ракет-носителей створок головного обтекателя необходимо знание их аэродинамических характеристик во всем диапазоне скоростей движения [1–4].

В работе проведен численный расчет аэродинамических характеристик тонкостенной оболочки в дозвуковом несжимаемом потоке в диапазоне углов атаки $\alpha = 0...3600^\circ$ с помощью программных комплексов SolidWorks Flow Simulation и OpenFoam и проанализировано изменение аэродинамических характеристик в зависимости от структуры обтекания.

По результатам работы можно сделать следующие выводы:

– структуры обтекания с вогнутой и выпуклой сторон оболочки имеют различия. Это связано с тем, что при обтекании с выпуклой стороны форма оболочки близка к цилиндрической поверхности, а при обращении к набегающему потоку вогнутой стороной оболочка становится «плохообтекаемым» телом, схожим по своим характеристикам с плоской пластиной;

– с изменением угла атаки структура течения существенно меняется, что сказывается на изменении аэродинамических характеристиках. При обтекании модели как с выпуклой стороны, так и с вогнутой на подветренной стороне наблюдается вихревое течение;

– при обтекании с вогнутой стороны давление на внутренней поверхности повышенное и остается примерно постоянным, поэтому аэродинамические коэффициенты в этом диапазоне углов атаки изменяются мало и по модулю больше, чем при обтекании со стороны выпуклой поверхности.

Литература

- [1] Дядькин А.А., Крылов А.Н., Луценко А.Ю., Михайлова М.К., Назарова Д.К. Особенности аэродинамики тонкостенных конструкций // Космическая техника и технология. URL: <https://www.energiya.ru/ktt/archive/2016/03-2016/03-02.pdf> (дата обращения 25.11.2018).
- [2] Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Анализ результатов численного моделирования обтекания тонкой оболочки при сверхзвуковых скоростях набегающего потока. Актуальные проблемы российской космонавтики // Труды XI Академических чтений по космонавтике. Сб. тез. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2016. С. 263–264.
- [3] Дядькин А.А., Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Математическое моделирование обтекания тонкостенных конструкций в до- и транзвуковом диапазоне скоростей // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации, 2016. № 223 (1). С. 45–50. URL: <https://cyberleninka.ru/article/v/matematicheskoe-modelirovanie-obtekaniya-tonkostennyh-konstruktsiy-v-do-i-transzvukovom-diapazone-skorostey> (дата обращения 25.11.2018).

- [4] Дядькин А.А., Крылов А.Н., Луценко А.Ю. Назарова Д.К. Исследования особенностей аэродинамики тонкостенных облочков при сверхзвуковых скоростях с использованием компьютерного моделирования // Тез. докл. Международная молодежная научная конференция «XXII Туполевские чтения». Казань, Из-во Фолиант, 2015. Т. 1. С. 68–71.

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СТВОРКИ ОБТЕКАТЕЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ КОНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ПАССИВНОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ

А.Ю. Луценко

aulutsenko@mail.ru

Д.К. Назарова

dknazarova@mail.ru

Д.М. Слободянюк

slob.dima@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В работе рассматриваются аэродинамические характеристики (АДХ) модели створки отделяющегося головного обтекателя с применением средств пассивной стабилизации (конические тела на гибких и жестких связях). Были проведены эксперименты в дозвуковой аэродинамической трубе по определению балансируемых углов атаки. На полученных углах проведено математическое моделирование обтекания и получены значения аэродинамического качества. Проведена сравнительная характеристика рассмотренных вариантов стабилизации.

Введение. Одной из причин рассеивания точек падения отделяемых элементов конструкций ракет-носителей (РН), таких как створки головного обтекателя (ГО), является наличие ненулевого аэродинамического качества при балансируемом угле атаки. Это обусловлено тем, что створка имеет форму тонкой изогнутой поверхности с относительно малой массой [1] и лишена средств стабилизации. Вследствие этого на Земле выделяют специальные районы падения, размеры которых обширны и требуют дорогостоящего обслуживания [2, 3]. Для минимизации районов падения створок ГО возможно применение различных парашютных систем [4], а также средств пассивной стабилизации. Выбору таких средств для створки, АДХ которой были ранее рассмотрены в [2], и посвящена настоящая работа.

Постановка задачи. В качестве средств пассивной стабилизации рассмотрено три модели, представляющие собой полые пластмассовые конуса: острый и затупленный, а также сплошной пенопластовый конус, которые соединялись с базовой моделью при помощи гибкой или жесткой связи.

Определение балансируемых углов атаки. В случае гибкой связи указанные средства пассивной стабилизации закреплялись за носовую часть базовой модели с помощью нити. Длина нити измерялась в характерных длинах модели L . При стабилизации с применением жесткой связи конуса закреплялись неподвижно на вогнутой поверхности створки. Для облегчения конструкции были рассмотрены варианты с различной степенью перфорации σ стабилизирующих конусов.

С помощью датчика определены балансируемые углы атаки для каждой конфигурации, на которых с помощью модуля ANSYS CFX было вычислено аэродинамическое качество. В результате расчетов было выявлено, что при расположении двух перфорированных ($\sigma = 18,8\%$) стабилизирующих конусов на жесткой связи под углом $\delta = 80^\circ$ к поверхности створки при дозвуковом обтекании наблюдается положительный эффект уменьшения аэродинамического качества ($\Delta K = -0,037$) на балансируемом угле атаки,

который был подтвержден расчетным путем при сверхзвуковой скорости набегающего потока $M_\infty = 2$ ($\Delta K = -0,182$).

Заключение. По результатам проделанной работы можно сделать следующие выводы:

1. При наличии рассмотренных средств пассивной стабилизации, исключается непредсказуемое вращение модели в плоскости симметрии при внешних возмущениях, что наблюдается при их отсутствии.

2. При наличии гибкой связи имеется два балансировочных угла атаки, а при жесткой — один.

3. Уменьшение аэродинамического качества на балансировочных углах атаки возможно только при стабилизации с использованием жесткой связи.

Литература

- [1] Дядькин А.А., Крылов А.Н., Луценко А.Ю., Михайлова М.К., Назарова Д.К. Особенности аэродинамики тонкостенных конструкций // Космическая техника и технологии. 2016. № 3 (14). с. 15–25.
- [2] Луценко А.Ю., Назарова Д.К., Слободянюк Д.М. Расчет аэродинамических характеристик и параметров обтекания створки головного обтекателя ракетыносителя в пакете ANSYS CFX // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. Вып. 5. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-5-1766> (дата обращения 12.08.2018).
- [3] Елисейкин С.А., Подрезов В.А., Полуаршинов А.М., Ширшов Н.В. Проблемные вопросы расчета районов падения отделяющихся частей ракетносителей // Тр. Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского. 2016. № 655. С. 107–113.
- [4] Пат. 2495802 РФ. МПК В 64 G 1/62. Способ применения парашютной системы для спасения отработанных ступеней ракет-носителей или их частей и спускаемых космических аппаратов / Ю.Н. Гвоздев и др. Заявл. 17.03.2011; Опубл. 20.10.2013, Бюл. № 29. 6 с.

ФОРМИРОВАНИЕ РЕКОМЕНДАЦИЙ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ОПЕРАТИВНОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

<i>Т.А. Копя</i>	<i>t.kopa@gctc.ru</i>
<i>Т.В. Данюк</i>	<i>t.danyuk@gctc.ru</i>
<i>А.П. Даркин</i>	<i>a.darkin@gctc.ru</i>
<i>М.А. Анацкий</i>	<i>m.anatskij@gctc.ru</i>
<i>В.С. Давыдов</i>	<i>v.davydov@gctc.ru</i>
<i>А.И. Басова</i>	<i>a.basova@gctc.ru</i>

ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»

Развитие технических средств отображения информации привело к изменению содержания и наполнения радиограмм. При этом эти изменения имеют как положительные, так и отрицательные стороны.

Удобство использования радиограмм привело к тому, что на данный момент наибольшее количество работ с системами российского сегмента Международной космической станции и с полезной нагрузкой выполняется по радиограммам, а не по бортовым инструкциям. При этом бортовые инструкции создаются на основе определенных стандартов и требований к их написанию. А при написании радиограмм зачастую качество оформления и содержания зависит от специалиста по конкретной полетной процедуре, системе и эксперименту, который в свою очередь, не является специалистом по разработке бортовой документации.

Эта проблема в виде замечаний к качеству оформления и содержания радиogramм не единожды была озвучена космонавтами на послеполетных мероприятиях. Для решения данной проблемы на базе Центра подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина была сформирована рабочая группа из числа специалистов и космонавтов для анализа существующих радиogramм и выявления примеров неудовлетворительного описания информации в оперативной документации.

В докладе рассмотрен ряд рекомендаций на предпочтительные способы представления информации, разработанных в результате анализа.

По результатам данной работы ожидается создание методики и требований к написанию оперативной полетной документации. Данная методика поможет специалистам по конкретной полетной процедуре создавать радиogramмы в соответствии с утвержденными требованиями и стандартами.

СТАНОВЛЕНИЕ И РАЗВИТИЕ НАВИГАЦИОННО-БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ КОСМОНАВТОВ В ЦЕНТРЕ ПОДГОТОВКИ КОСМОНАВТОВ

А.А. Митина
Д.А. Темарцев

A.Mitina@gctc.ru
D.Temartsev@gctc.ru

ФГБУ «НИИ ЦПК им. Ю.А.Гагарина»

Представлены результаты анализа становления и развития системы навигационно-баллистической подготовки космонавтов, сложившейся в ЦПК и ее перспективы: рассматриваются теоретическая подготовка космонавтов и обеспечивающая ее техническая база. Результаты анализа могут быть полезны при разработке новых программ подготовки космонавтов под решение задач полетов на перспективных ПКА и в межпланетных перелетах. Обосновывается рассмотрение системы навигационно-баллистической подготовки на базе ЦПК в качестве сложившейся школы.

В докладе представлены результаты анализа процесса становления и развития системы навигационно-баллистической подготовки космонавтов, сложившейся в Центре подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина (ЦПК) и ее дальнейшей перспективы. Анализ выполнен во взаимосвязи с задачами, решаемыми на борту пилотируемых космических аппаратов (ПКА), и как следствие, с требованиями, выдвигаемыми к подготовке космонавтов.

В качестве предмета исследования рассматриваются система теоретической подготовки космонавтов по дисциплинам «Теория полета» и «Навигация и ориентация ПКА», а также обеспечивающая ее техническая база.

Анализ системы навигационно-баллистической подготовки космонавтов выполнен начиная с момента ее создания, когда руководством СССР перед ЦПК была поставлена задача подготовки космонавтов к полету по лунной программе [1], и до сегодняшнего дня. Необходимо отметить, что задачи подготовки по лунной программе вновь ставится перед ЦПК.

Для создания на базе ЦПК системы навигационно-баллистической подготовки были привлечены специалисты Военно-воздушной академии имени Ю.А. Гагарина. Данное обстоятельство позволяет говорить, что специалисты ЦПК являются приемниками школы подготовки по «Теории полета и навигации КА» сложившаяся в Военно-воздушной академии имени Ю.А. Гагарина [2].

Результаты анализа истории создания и развития системы навигационно-баллистической подготовки на базе ЦПК позволяют ее рассматривать как сложившуюся школу.

Во-первых, потому что эта подготовка была исторически обусловленной — она была сформирована для решения задач обеспечения выполнения лунной программы. Это потребовало организации совместной научной деятельности группы исследователей, результаты которой нашли свое отражение в научно-исследовательских работах, разработанных методиках, учебниках, учебных и учебно-справочных пособиях.

Во-вторых, потому что, в научно-исследовательскую деятельность по обеспечению и развитию навигационно-баллистической подготовки привлекали и молодых специалистов, которые в результате такой совместной работы становились самостоятельными учеными и достойными приемниками, сохраняя идеи, знания, опыт, сложившиеся традиции.

Для обоснования создания технической базы для навигационно-баллистической подготовки на базе ЦПК, были выполнены ряд научно-исследовательских работ, в которых исследовались особенности, требования и возможности подготовки космонавтов по применению астрономических приборов навигации и ориентации [3]. В результате выполнения этих работ в ЦПК был создан планетарий, который за тем вследствие модернизации преобразовался в астронавигационный функционально-моделирующий стенд со специализированными рабочими местами для обучения космонавтов работе с астронавигационными приборами в космическом полете.

Результаты опыта становления и развития системы навигационно-баллистической подготовки космонавтов в ЦПК могут быть полезны при разработке новых программ подготовки космонавтов под решение задач полетов на перспективных ПКА в околоземном космическом пространстве, полетов по лунной программе и межпланетных перелетов [4].

Литература

- [1] Митин А.Т., Митина А.А. Из истории подготовки космонавтов к полету на Луну в ЦПК имени Ю.А. Гагарина (История пятого навигационного отдела) // Материалы научно-практической конференции «Полеты в космос. История, люди, техника». Звездный городок, 2014.
- [2] Митин А.Т., Митина А.А. Из истории развития средств отображения навигационной обстановки и возможность использования опыта их применения в пилотируемом полете к Луне. // Известия инженерных наук имени А.М. Прохорова. 2014. № 4. С. 12–18.
- [3] Темарцев Д.А. Предложение по автоматизации измерений параметров относительного движения с помощью визира специального комплекса ВСК4. // Матер. 12-й Междунар. науч.-практ. конф. «Пилотируемые полеты в космос». Звездный городок, 2017. С. 62.
- [4] Прудков В.Н., Темарцев Д.А., Чигиринов А.М. Применение визуально-ассоциативного метода распознавания созвездий и навигационных звезд на небесной сфере в подготовке космонавтов // Пилотируемые полеты в Космос. 2011. Вып. № 2 (2).

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ И СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ВЫПОЛНЕНИЯ ЦЕЛЕВОЙ ЗАДАЧИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Э.С. Слепцов
А.А. Тутуров

ernest89@mail.ru
tuturov@mail.ru

АО «Корпорация «ВНИИЭМ»

Предложен метод априорной оценки качества выполнения съёмочных заданий при планировании после работы корректирующей двигательной установки.

Одним из важнейших способов обеспечения конкурентоспособности на рынке предоставления услуг дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) является использование орбитальных группировок (ОГ) за счет обеспечения наибольшей зоны покрытия земной поверхности. Под задачей управления КА подразумевается: оперативное планирование и передача на борт КА массивов полетных заданий, съемка заданных участков поверхности Земли, а также обмен данными по радиолинии целевой информации с наземным центром планирования, обработки и распространения целевой информации.

Качество работы съёмочной аппаратуры КА напрямую связано с его текущими навигационными параметрами. Поддержание заданных характеристик орбит КА в допустимых диапазонах осуществляется посредством совместной работы бортовых систем: корректирующей двигательной установки (КДУ) и системы ориентации и стабилизации (СОС). На периодичность и продолжительность работы КДУ рассматриваемых КА на платформе «Канопус-В» в условиях оперативного выполнения целевой задачи основное влияние оказывают следующие четыре фактора:

1. Величина необходимого для коррекции орбиты приращения скорости, зависящая от баллистических характеристик КА и отражающаяся в расходе топлива — ксенона.

2. Ограничение на длительность работы КДУ, обусловленное характеристиками двигателя, энерговооруженностью, требованиями обеспечения теплового режима и графиком работы целевой аппаратуры КА.

3. Возникновение возмущающего момента, связанное с непрохождением через центр масс КА вектора тяги КДУ ввиду дублирования данной системы и специфики ее закрепления на конструкции служебной платформы, что приводит к дополнительным расходам топлива. [1]

4. Увеличение временных и топливных затрат маневра за счет особенностей взаимодействия КДУ и СОС.

В данной статье представлены результаты статистического исследования взаимного влияния КДУ и СОС в период проведения серии орбитальных маневров, полученные в результате анализа телеметрических данных КА на платформе «Канопус-В». Также дана оценка влияния состава КДУ и СОС на эффективность работы съёмочных систем КА; сделаны выводы относительно факторов косвенно определяющих размер ОГ.

Литература

- [1] Хромов А.В. Взаимодействие корректирующей двигательной установки с системой ориентации космического аппарата // Вопросы электромеханики. 2012. № 2, т. 127. С. 27–32.

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ МЕЖДУ ТОЧКАМИ ЛИБРАЦИИ L1 И L2 СИСТЕМЫ ЗЕМЛЯ–ЛУНА

М.К. Файн

fain.maxim@gmail.com

О.Л. Старина

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва (Самарский университет)

В статье рассматривается движение космического аппарата с электрореактивной двигательной установкой. Космический аппарат совершает перелеты между точками либрации L1 и L2 системы Земля–Луна. Учтено влияние теневых зон, создаваемых Землей и Луной, а также возмущения от Земли, Луны и Солнца. Математическая модель перелетов описана в барицентрической системе координат. В результате моделирования получены законы управления и соответствующие траектории.

В настоящее время ряд стран и космических предприятий разрабатывают перспективные лунные проекты [1–5]. Одной из самых сложных задач является создание космической станции на Луне и в окрестностях точек L1 и L2 системы Земля–Луна. Эта проблема потребует развития транспортной системы, способной обеспечить необходимый трафик.

Одной из наиболее сложных задач является отыскание программ оптимального управления движением космического аппарата [6–8]. Использование электроракетных двигателей позволит значительно сократить затраты топлива на такие операции, а также уменьшить стоимость создания и обслуживания миссии.

Основной целью данного исследования является нахождение программ управления и соответствующих траекторий движения космического аппарата в системе Земля–Луна. При проектировании миссий учитывались следующие факторы: гравитационные поля Земли и Луны, возмущения от Земли, Луны и Солнца, а также влияние теневых зон, создаваемых Землей и Луной. В статье представлены результаты перелетов космического аппарата с минимизированным временем перелета между точками либрации L1 и L2, полученные с помощью метода Федоренко для нахождения производных и градиентного метода для оптимизации законов управления.

Перелеты описывались в рамках комбинированной барицентрической системы координат. Приняты следующие допущения: эксцентриситет орбит Луны и Земли вокруг барицентра не учитывался, возмущения от Земли, Луны и Солнца, а также влияние теневых зон, создаваемых Землей и Луной учитывались.

Оптимальная программа управления, как правило, рассчитывается с помощью метода максимума Понтрягина. Хотя данный метод является эффективным средством для решения круговой ограниченной задачи трех тел, в данной работе задача была решена с помощью метода последовательной линеаризации Федоренко [9]. Данный метод обладает преимуществом в плане того, что полученная программа управления является более простой в технической реализации, при этом сохраняя необходимую точность вычислений. Метод основан на сведении задачи вариационного оптимального управления к итерационной задаче линейного программирования.

Результаты моделирования показывают, что общая траектория перелета состоит из чередующихся активных и пассивных участков. Очевидно, баллистическое проектирование миссии предполагает поиск компромисса между расходом топлива и общей длительностью перелета.

Литература

- [1] Ye P, Sun Z, Zhang H. et al. An overview of the mission and technical characteristics of Change'4 Lunar Probe // Sci. China Technol. Sci. May 2017. Vol. 60, iss. 5. P. 658–667.
- [2] "Mars Orbiter Mission: Annual Report 2014–2015 / Government of India, Department of Space, 2015.
- [3] Djachkova M.V., Mitrofanov I.G., Litvak M.I., Sanin A.B. Selection of Luna-25 landing sites in the South Polar Region of the Moon // Solar System Research. May 2017. Vol. 51 (3). P. 185–195.
- [4] Hashimoto T., Hoshino T., Wakabayashi S. et al. Lunar polar Exploration Mission // Japan Aerospace Exploration Agency. January 6, 2017, 48 p.
- [5] Grossman Y., Aharonson, O., Novoselsky A. Landing site selection for the SpacEL mission to the Moon // Lunar and Planetary Science XLVIII, 2017.
- [6] Betts J.T., Erb S.O. Optimal low thrust trajectories to the moon // SIAM Journal on Applied Dynamical Systems. 2003. Vol. 2, no 2. P. 144–170.
- [7] McKay R., Macdonald M., Biggs J., McInnes C. Survey of highly non-Keplerian orbits with low-thrust propulsion // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2011. Vol. 34, no 3. P. 645–666.
- [8] Starinova O.L., Kurochkin D.V., Materova I.L. Optimal control choice of non-Keplerian orbits with low-thrust propulsion // AIP Conf. Proc. 1493, 964. 2012.
- [9] Kazmerchuk P.V., Malyshev V.V., Usachev V.E. Method for optimization of trajectories including gravitational maneuvers of a spacecraft with a solar sail // Journal of Computer and Systems Sciences International. 01/2007. Vol. 46 (1). P. 150–161.

АНАЛИЗ УПРАВЛЯЕМОГО ДВИЖЕНИЯ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ

Р.М. Хабибуллин
О.Л. Старинова

khabibullin.roman@gmail.com

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва (Самарский университет)

В работе рассматривается управляемое движение исследовательского космического аппарата с солнечным парусом. Описана математическая модель движения в комбинированной гелиоцентрической системе координат. Сформулированы локально-оптимальные законы управления сохранения и изменения элементов. Проведен анализ управляемого движения космического аппарата с солнечным парусом.

В настоящее время растет интерес к миссиям к планетам Солнечной системы. Исследование межпланетных перелетов и околосолнечного пространства предоставляет возможность найти ответы на многие фундаментальные вопросы формирования Солнечной системы, возникновения и развития жизни на Земле. Перспективным путем снижения стоимости подобных миссий является использование физических принципов, не связанных с затратами рабочего тела, для формирования заданных гелиоцентрических траекторий, например, движение с помощью солнечного паруса (СП). Возможность сократить расходы на межпланетные миссии вызывает огромный интерес к технологии СП [1].

СП — это приспособление, использующее давление солнечного света на зеркальную поверхность для приведения в движение космического аппарата. Огромное преимущество использования СП состоит в том, что он полностью способен заменить двигательную установку на борту КА. Отсутствие рабочего тела позволяет существенно уменьшить массу всего КА.

В последние годы значительный объем работ были посвящены движению КА с СП. За прошлые десять лет большой опыт использования СП для гелиоцентрических перелетов был получен космическими агентствами США, Японии, Европы.

В качестве примера, рассматривается методика проектно-баллистического анализа КА [2], совершающего перелет Земля-астероид. Предполагается, что КА выводится из сферы действия Земли с помощью разгонного блока и после развертывания начинает автономный управляемый полет. Законы изменения углов установки парусом λ_1 и λ_2 определяются по локально-аналитическим зависимостям [3] и формируют траекторию гелиоцентрического движения центра масс.

В работе рассматривается плоский СП каркасного типа, на поверхность которого падают фотоны под углом λ к нормали СП. Для составления математической модели движения определены сила тяги СП и ускорение.

Для моделирования движения КА используется модель СП с идеально-отражающей поверхностью. Гелиоцентрическое пространственное движение КА с СП задано в комбинированной системе координат безразмерным фазовым вектором. Изменение фазовых координат в рамках задачи двух тел, с учетом возмущающих ускорений и ускорения от СП и описывается системой дифференциальных уравнений.

Разработанная математическая модель легла в основу программы для ЭВМ, которая предназначена для моделирования гелиоцентрических перелетов КА с СП к потенциально-опасным астероидам. Для решения системы дифференциальных уравнений, описывающей законы движения, используется метод Рунге-Кутты. В качестве результатов моделирования движения можно получить траекторию движения, графики зависимости параметров движения КА по времени, время полета и т. д. Полученные данные могут использоваться для оценки проектируемой миссии.

В качестве примера моделирования межпланетной миссии в разработанной программе для ЭВМ рассмотрим перелет КА с СП с орбиты Земли к потенциально-опасному астероиду. Весь перелет можно разделить на два этапа. Первый этап — приведение орбиты движения КА в плоскость орбиты астероида. Второй этап — перелет КА с СП к астероиду в плоскости орбит. Результаты проведенного сеанса моделирования продемонстрировали способность КА с СП совершить перелет к астероиду.

Литература

- [1] Поляхова Е.Н. Космический полет с солнечным парусом. М.: Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2011. 320 с.
- [2] Khabibullin R.M., Starinova O.L. Nonlinear Modeling and Study for Control of the Research Spacecraft with Solar Sail // AIP Conference Proceedings. 2017. Vol. 1798. 9 p.
- [3] Gorbunova I.V., Starinova O.L. Control of the spacecraft with a solar sail, performing an interplanetary flight // IEEE Conference publications. 2015. P. 111–115.

ANALYSIS OF ORBITAL MOVEMENT DEEP SPACE GATEWAY

Du Chongrui^{1,2}
V.V. Koryanov¹

ducruui@yandex.ru
vkoryanov@mail.ru

¹ Bauman Moscow State Technical University

² Nanjing University of Science and Technology

ESA proposes the concept of “Deep Space Gateway” — an orbital station in the vicinity of the Moon [1]. The DSG is being established as a strategic platform, from which human exploration of the Solar System can set forth. Can be used as a staging post for exploration missions to

the lunar surface and eventually to other deep space destinations including Mars. It is also a platform in a location where the human and technological challenges of long duration human missions in deep space can be investigated and addressed [2]. This work is devoted to the study of issues related to the orbital movement DSG

The DSG's position beyond the deepest part of Earth's gravity well, the strongest part of the Earth's gravity field, which means you need less energy to launch a mission from there. That makes it a great staging post for departure of human expeditions to the lunar surface and more distant destinations such as Mars. It could also act as a receiving facility for initial examination (and quarantine, for planetary protection purposes) of samples brought back from Mars or other bodies.

The DSG will be located at a special point in space, for example, where the gravitational attraction between the Earth and the Moon is balanced, known as the L2 Lagrange point [3]. We will study the motion of the apparatus around the L2 point in the barycentric system of Earth-Moon bodies.

A number of potential orbits have been reviewed for the Deep Space Gateway, to determine their suitability for missions on terms of the operations of a habitat, access and return for crew and access to the lunar surface Earth-Moon L2 Halo Orbit Near Rectilinear Halo Orbit. The Deep Space Gateway should have the ability to move between orbits as needed for different missions [1, 3].

If we specifically place the satellite at point L2 without speed, it will rotate together with point L2. The trajectory is highly unstable. If the station is not stationary, but rotates around the point L2, then the trajectory is a halo-orbit with a period of 8–14 days. The station simultaneously rotates around the Moon and around the L2 point in the Earth-Moon rotating system, also around the Earth in the Earth's central gravity system. The halo orbit is slightly more stable than the fixed satellite at the point L2, but even if the initial velocity changes fractionally, the halo orbit fails.

On the one hand, the motion of the spacecraft located at L2 point in the Earth-Moon rotating system is not stable when it is static relative to the L2 point. On the other hand, the spacecraft is on a halo-orbit with a period of 8 to 14 days once it revolves around the L2 point. In this research, the station is assumed to rotate around the L2 point. However, the stability of the motion is sensitive to the initial velocity of the station.

Another trajectory — Near Rectilinear Orbits. Influenced by the moon, the earth and the sun, it is unstable. From the moon's point of view, the DSG would repeatedly sweep low over one pole, offering great opportunities for scientific measurements. The height of the apolune is 55 000...70 000 km, the height of perilune is almost 2000km ÷ 3000km. In the Earth-Moon rotation system, the path is a more stable ellipse. This means that the spacecraft is always oriented toward the Earth.

Each orbit has its advantages and disadvantages. These reduced orbits are only quasi-stable. Therefore, to maintain DSG in these configurations, some orbit adjustments will be required to maintain orbit.

References

- [1] Deep Space Gateway Research Call Issue 1p1 release — ESA Workshop: Research Opportunities on the Deep Space Gateway. Prepared by James Carpenter.
- [2] Deep Space Gateway – Lunar station to train for a future flight to Mars. The latest news of space.
- [3] Lunar Orbital Facility Location Options, Posted on April 16, 2016 by Jonathan Goff. Selenian Boondocks.

О ВЛИЯНИИ КОМПОНОВКИ В УСЛОВИИ ГАБАРИТНЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ НА ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

С.В. Пресняков presnyakov-s19@yandex.ru

В.А. Усачев

В.В. Корянов kafsm3@bmstu.ru

Н.В. Кудрявцева natalya.unid@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены различные варианты компоновки гиперзвукового летательного аппарата (ГЗЛА) с горизонтальным маршевым участком полета в условиях ограниченных габаритов.

В качестве маршевого двигателя просчитываются два варианта:

- энергоэффективный гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель,
- простой в плане эксплуатации и компактный ракетный двигатель твердого топлива.

Ограничения по максимальным габаритам составляют 670 × 670 × 8600 мм, что соответствует данным для универсальной пусковой установки ЗС14.

Компоновки гиперзвукового летательного аппарата строятся с учетом конструкции, защищенной патентом РФ №2579409.

Для выбранных компоновок вычисляется максимальная дальность полета, строятся зависимости максимальной дальности от отношения стартовой массы к массе полезной нагрузки.

В качестве «эталоны» для сравнения вариантов ГЗЛА выбрана двухступенчатая баллистическая ракета с одинаковым показателем критерия массовой эффективности.

Результаты показывают, что по данному показателю в сравнении с двухступенчатой твердотопливной баллистической ракетой:

- для варианта летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем максимальная дальность увеличена на 10%;
- для варианта с маршевым твердотопливным двигателем максимальная дальность уменьшена в пять раз.

АНАЛИЗ ТЕОРИЙ ДВИЖЕНИЯ ПЛАНЕТ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

П.П. Бохон

Д.Ю. Клементьев

А.А. Поляков

kliemientiev74@mail.ru

Коллектив исследователей в 2007г. провел эксперименты с макетами подвижной Солнечной системы. В результате выяснилось, что планеты Солнечной системы движутся возле Солнца по синусоиде планет. После этого были проведены исследования методов получения законов движения планет Кеплером. Он эмпирически подобрал траекторию движения планет по наблюдениям, сделанным Тихо Браге, и убрал из расчетов эпициклы (камень преткновения гелиоцентризма). Кеплер подошел к ответу на решение задачи.

Представленная работа состоит из 2-х частей. Первая часть это анализ истории открытий движения планет Солнечной системы.

У Птолемея в схеме движения звезд, Солнца, Луны и планет вокруг Земли присутствуют эпициклы. Это значит, что он рассчитывал движение планет Солнечной системы вокруг Земли по двойным орбитам. Это объясняло наблюдаемое стояние и пятное движение планет Солнечной системы.

Коперник в своей схеме, поставив в центр неподвижное Солнце, оставил эпициклы Птолемея, так как расчетные траектории движения планет Солнечной системы по кругу отличались от наблюдаемых им траекторий.

Тихо Браге в течение 20 лет вел наблюдения за планетами Солнечной системы, но не смог определить, почему расчетные траектории планет Солнечной системы и их координаты отличаются от наблюдаемых им траекторий и координат планет Солнечной системы.

Кеплер внес изменения в траектории движения планет Солнечной системы, эмпирически подобрав траекторию движения планет Солнечной системы, по описанию положений планет, сделанному Тихо Браге в течение 20 лет. После этого эпициклы убрали из схем движения планет Солнечной системы. Ньютон сделал теоретические расчеты движения планет Солнечной системы, но они полного ответа на все вопросы не давали, так как расчеты он вел при знании, что Солнце неподвижно. Все выше перечисленное внушает большое недоверие к правоте использовать эти законы для расчетов траекторий космических аппаратов для полетов к планетам Солнечной системы.

Остался открытым вопрос о разных скоростях планет при одном и том же расположении планеты относительно Земли. Сто лет назад были сделаны к законам движения планет Солнечной системы и скоростям планет релятивистские поправки. На лицо подгонка решения задачи, какой вид имеют траектории движения планет Солнечной системы. Других исследований по определению формы траекторий движения планет Солнечной системы, даже после открытия Гершеля о подвижном Солнце и утверждении Шекли о центре Галактики, не проводилось.

В течение 300 лет астрономы руководствуются законами Кеплера, Ньютона.

Во второй части доклада говорится о теоретических расчетах траекторий движения планет Солнечной системы. На основе последних научных данных о движении планет Солнечной системы, о природе излучения, об отделении вещества от излучения. Частицы вещества при отделении от излучения должны сохранять волновое движение в пространстве.

Построение графиков траекторий движения Земли и Марса подтверждают теорию волнового движения материи в пространстве. Планеты Солнечной системы движутся в пространстве по синусоиде, о чем было сказано нами в докладах на 40,41 и 42 Королёвских чтениях.

В работе описаны эксперименты с макетами подвижной Солнечной системы, основанные на законах движения точек колеса в пространстве. На графиках траекторий движения Земли и Марса видно, где и когда траектории планет пересекаются, какие скорости у Земли и у Марса на траектории движения, какое расстояние между планетами. Это дает возможность точно рассчитать траекторию полета космических аппаратов на Марс и дату старта космических аппаратов. Обо всем этом есть публикация в журнале АПААС.

Анализ траекторий движения Земли и Марса позволяет объяснить стояние и пятное движение планет Солнечной системы, видимое с Земли. Это движение планет Солнечной системы по синусоиде. Релятивистские поправки не нужны, так как при движении планет Солнечной системы по синусоиде скорости переменные и в результате расчетов мы знаем какая скорость планет и какая скорость Земли в любое время движения планет в любой точке траектории движения планет и Земли.

Ответ на вопрос из-за чего происходит стояние и попятное движение планет Солнечной системы, а также, что является причиной изменения скоростей планет Солнечной системы, найден.

Этот камень преткновения астрономов прошлых столетий мы убрали. Волновое движение планет возле Солнца по синусоиде все объясняет.

Главный вывод: Пришло время современным астрономам, которые согласны, что Вселенная расширяется и все находится в движении, пересмотреть отношение к классическим законам движения планет Солнечной системы трехсотлетней давности.

О ПРИЧИНЕ НЕШТАТНОЙ СИТУАЦИИ СО СПУТНИКОМ СВЯЗИ АНГОСАТ-1

А.В. Кудряцева

anastasia.nnn2011@yandex.ru

МГТУ им. Н. Э. Баумана

В работе проведен анализ причины возникновения нештатной ситуации (НШС) с ангольским спутником связи AngoSat-1, выведенным на целевую орбиту ракетой-носителем (РН) «Зенит-3SLБФ» и разгонным блоком (РБ) «Фрегат-СБ» 27 декабря 2017 г. Основой для анализа послужил разбор НШС с российским КА «Фобос-Грунт» [1], обстоятельства которой во многом схожи с гибелью ангольского спутника.

Запуск космического аппарата (КА) AngoSat-1 состоялся 26 декабря 2017 года в 22:00 по московскому времени (МСК) с площадки 45 космодрома Байконур. На целевую орбиту спутник связи был успешно выведен ракетой-носителем (РН) «Зенит-3SLБФ» и разгонным блоком (РБ) «Фрегат-СБ» в 6.54МСК на следующий день. После штатного отделения РБ от КА связь со спутником была утеряна. Но 28 декабря ЦУП получил телеметрическую информацию (ТМИ) о работе основных агрегатов спутника. Как сообщили в Роскосмосе: «Полученная информация показывает, что все параметры бортовых систем аппарата в норме. Антенны и солнечные батареи (СБ) раскрылись в штатном режиме». Однако в дальнейшем специалисты не смогли установить связь с космическим аппаратом, и спутник, продолжил неконтролируемо дрейфовать на геостационарной орбите.

По версии сотрудников космического ведомства время возникновения нештатной ситуации (НШС) пришлось на момент раскрытия солнечных батарей, т. е. через 12 мин автономного полета под контролем системы управления КА AngoSat-1.

В 2011 году с космодрома Байконур стартовала РН «Зенит-2СБ», которая доставила на околоземную орбиту КА «Фобос-Грунт». Впервые пилотирование РБ «Фрегат» находилось под управлением КА. Как выяснилось впоследствии, НШС возникла сразу после начала автономного полета под руководством системы управления КА «Фобос-Грунт». Неконтролируемый дрейф спутника сопровождался нераскрытием СБ, отсутствием связи, передачей ТМИ («аварийного» кадра). Предпосылкой возникновения НШС могло послужить изменение исчисления времени в соответствии с ФЗ «Об исчислении времени» осенью 2011 г. на территории РФ. Вследствие чего произошла рассинхронизация во времени на 1 ч между бортовым временем (МСК), установленным на КА, и декретным (ДМВ), по которому была сделана часть циклограммы. В результате были пропущены этапы раскрытия СБ, АФС и системы звездных датчиков (БокЗ-ФМ) [1].

Предположим, что похожая ситуация произошла на борту КА AngoSat-1. Поскольку спутник связи был предназначен для обеспечения теле вещания на территории Ре-

спублики Ангола и всего Африканского континента, то система управления КА была настроена по местному времени Анголы: UTC/GMT +1:00 час.

Если предположить, что циклограмма была рассчитана по московскому времени, тогда как бортовое время КА соответствовало местному времени Анголы, то возникла рассинхронизация во времени на 2 часа. В результате чего этапы раскрытия солнечных батарей и передающих антенн, а также ориентации спутника на Солнце были пропущены.

На сегодняшний день официальная информация о летных испытаниях и заключение по НШС с КА AngoSat-1 отсутствует. Можно лишь предположить, что получение ТМИ, воспринятое за восстановление связи со спутником, произошло до 2 часов раньше запланированного времени.

Литература

- [1] Кудрявцева А.В. О причине возникновения нештатной ситуации с российским космическим аппаратом «Фобос-Грунт» // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. № 8.

О ДЕКОМПОЗИЦИИ КАЧЕСТВЕННЫХ СВОЙСТВ И РАЗДЕЛЕНИИ КАНАЛОВ СТАБИЛИЗАЦИИ В ДИНАМИКЕ СИСТЕМ ГИРОСКОПИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ

Л.К. Кузьмина

Lyudmila.Kuzmina @ kpfu.ru

КНИТУ — КАИ

Исследование связано с вопросами динамики нелинейных систем на примере конкретных задач и моделей систем гироскопической стабилизации (СГС). Высокая размерность, многосвязность, нелинейность моделей СГС обуславливают затруднения для получения точного решения аналитическими и численными методами. Это приводит к необходимости редукции исходной модели, с разделением на подмодели, соответствующие разностатным группам переменных состояния системы, с выявлением существенных (в рамках поставленной задачи) степеней свободы системы, с последующим переходом к анализу подмоделей, с идеализацией физических свойств.

В развитие традиционных подходов в решении нелинейных задач (квазилинейный анализ, метод кусочной линеаризации,...) в работе разрабатываются расширенные методы, основанные на идеях теории устойчивости (А.М. Ляпунов, Н.Г. Четаев, П.А. Кузьмин, В.В. Румянцев). Это позволяет подойти к решению общих проблем математического моделирования и анализа сложных механических систем, причем — с учетом особенностей задач декомпозиции в динамике систем гиросtabilизации и ориентации. Главный акцент — на концептуальной стороне и методике. В контексте теории сингулярных возмущений развивается методология построения идеализированных моделей (упрощенных подсистем уравнений динамики). Подход, основанный на методах А.М. Ляпунова, постулате устойчивости и постулате сингулярности, позволяет разработать универсальную технологию в задачах моделирования, с декомпозицией исходной модели и качественных свойств. При таком единообразном подходе идеализированные модели и приемлемые упрощенные уравнения движения конструируются по регулярной схеме (как асимптотические s-приближения по введенной дополнительной переменной). В качестве приложения развиваемого метода рассмотрены задачи о построении моделей в общей теории систем стабилизации и ориентации, с решением проблем декомпозиции качественных свойств. По разработанной

схеме строгим математическим способом построены идеализированные подмодели для конкретных случаев рассматриваемых систем, с соответствующими оценками в определении значений параметров, обеспечивающих заданное (требуемое) качество для исходной модели. Рассмотрены примеры для расчетных моделей систем гиростабилизации, с выделением различных подклассов стабилизируемых объектов (малые спутники, большие космические станции,...), с возможностью разделения каналов стабилизации и управления в динамике многоосных систем в нелинейной постановке. Выделены случаи малых и больших стабилизируемых объектов (спутники, космические платформы...).

Автор благодарен РФФИ за поддержку исследования по этой тематике.

INFLATABLE DEVICE USED IN LANDING VEHICLE FOR SPACE SERVICING APPLICATION

Hélène Griselin

François Oriat

V.V. Koryanov

helene.griselin@ensam.eu

Francois.Oriat@eleves.ec-nantes.fr

vkoryanov@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

We are today facing a huge issue on the concentration of space debris in near-Earth space. More than 15,000 debris have been recorded, and this represents a danger for current and future missions to space. A solution to this issue is to use inflatable device. These braking device can be installed on the landing vehicles on Earth, before their launch, or after they have been labelled as space debris.

Studies have already been conducted about inflatable device. The results of these studies show that using an inflatable device on an orbital spacecraft significantly reduces its lifetime (it then does not exceed 25 years in most cases). Using inflatable device instead of rigid device has advantages, such as a small mass and a great compacity, which is convenient to respect the required launching volume.

Other studies have focused on the angular motion of landing vehicles entering the atmosphere, with allowance of small asymmetries. During the descent in the atmosphere, the landing vehicle and its braking device are subjects to important perturbations, due to external environment. Thus, the inflatable device can be deformed, due to its flexibility, and the movement can become unstable.

The vision for satellite servicing is straightforward: to refuel, repair, or upgrade satellites after they are launched. Most satellites are expensive pieces of hardware that still have much utility after some critical resource has been expended or some critical technology has become obsolete. Sending a servicing craft to repair or replace a broken critical component or move the satellite into another orbit will derive additional utility from what would have been a loss. These capabilities develop into on-orbit assembly of large spacecraft that cannot be assembled and tested on Earth. Such spacecraft hold the promise of opening up new scientific vistas to reach beyond today's observatories. They could also provide depots for fueling spacecraft to venture to distant destinations.

These servicing capabilities can also be applied to managing orbital debris, an area of growing concern in Low Earth Orbit (LEO) as well as Geostationary Earth Orbit (GEO).

The problem of orbital debris is growing and will reach a tipping point in the near future if there is no mitigation. Studies show that even with no future launches, the debris from collisions between objects already in orbit will cascade in the crowded orbits. This cascade effect, known as the “Kessler Syndrome”, has been understood since the 1970s and is already manifesting itself in low Earth orbits through recent collisions and near-misses. Removal of several tons of debris per year from this critical orbital regime will bring our planet slowly back from the brink of runaway orbital debris that would render useless any Earth orbit below 1,000 km. For example, to stabilize debris growth it is necessary to remove 5 large objects per year.

To enable these missions, we have to find orbits that allow spacecrafts to approach the ones we want to service. The Lagrange points (conventionally labeled EML1 through EML5) are good spots for such missions. Indeed, all five Lagrange points are unstable when the gravity of other solar system bodies is accounted for. This is why the Lagrange points of the Earth-Moon system are empty of natural debris such as asteroids. However, the near-equilibrium offered by these points in practice means that spacecraft can station-keep with relatively little fuel expenditure at or near these points for an extended period of time. This, along with the geometrical advantages offered by these points for communication, the sky coverage access for astronomical observations, and a stable thermal environment makes the Lagrange points ideal locations for deploying a variety of spacecraft missions.

Before servicing satellites, the cost of such on-orbit operations has to be determined.

The real economic challenge lies in determining the value of servicing and then finding a business case that closes. For the simplest case, the economic aspects of on-orbit servicing include comparing the cost of a servicing mission to the cost of replacing the failed satellite as well as the potential returns from the serviced satellite. The returns can be revenue, scientific data, or continued and improved operations.

Thus, assessing the economic challenges of satellite servicing is a very active field. Nevertheless, the general conclusions are that there are large classes of commercial satellites that could be economically viable to service. Exactly how many—and under what conditions—can be debated, and depends on some non-economic factors, such as perceived risk and whether or not satellite servicing capabilities are exploited as a part of the total mission design.

References

- [1] NASA, Goddard Space Flight Center. On-Orbit Satellite Servicing Project Report, 2010.
- [2] Innocenti L., ESA. Clean Space : e.Deorbit & the Space Servicing Vehicle, 2018.
- [3] Koryanov V.V., Toporkov A.G., Kazakovtsev V.P., Nedogarok A.A. The use of inflatable structures for the removal of spacecraft from orbit.
- [4] Koryanov V.V., Kazakovtsev V.P. Methods of research dynamic the angular motion of a landing vehicle in the atmosphere of planet with allowance of small asymmetries.

ПРИНЦИПЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И РАЗРАБОТКИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПОДГОТОВКИ ДАННЫХ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

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

В статье рассмотрены и обоснованы основные принципы проектирования и разработки автоматизированных систем, направленные на исключение ошибок и просчетов при проектировании и разработке таких систем. Теоретическую основу указанных принципов составляют положения теории надежности программного обеспечения, системного подхода, в частности, нового применения инструмента стратификации системы. Конечным итогом стратификации является такое представление системы, для которого можно получить исходные данные для расчета показателей качества подготавливаемых ею данных.

Наибольший ущерб целям применения автоматизированной системы подготовки данных полета летательных аппаратов (АСПД ПЛА) наносят ошибки проектирования и неправильные общие решения, реализуемые на этапе разработки системы [1]. Для сведения к минимуму или исключения указанных ошибок и просчетов необходимо, чтобы технология проектирования и разработки системы подчинялась определенным принципам (правилам).

Первый принцип проектирования АСПД ПЛА заключается в определении эталонного результата системы, как для контроля синтаксической правильности данных (достоверности), так и для контроля семантической правильности (реализуемости) программного обеспечения.

При семантическом контроле правильности функционирования программного обеспечения АСПД ПЛА под эталонным результатом понимается априори известный результат функционирования программы при любых значениях входных данных из допустимой области. Получить такой результат созданием эталонных программ АСПД ПЛА невозможно, так как любая программа длиной более 3000 бит не может иметь таковой, поскольку любая из них будет содержать ошибку [2]. Для АСПД ПЛА целесообразно использовать «эталон-результат» в виде координат точки выведения (ТВ) летательного аппарата (ЛА) и допустимых отклонений от координат плановой ТВ.

Итак, первый принцип проектирования АСПД ПЛА заключается в создании специальных моделей полета ЛА, которые должны подготовить данные, обеспечивающие требуемый уровень точности выведения ЛА в запланированную точку.

Второй принцип проектирования АСПД ПЛА заключается в выделении основных видов обрабатываемых системой данных, которые необходимы объекту-потребителю, и обеспечение контроля их синтаксической и семантической правильности.

АСПД ПЛА должна подготовить два вида данных. Первым видом должны быть данные, гарантирующие достижение ЛА запланированной точки (данные достижения — ДД). Второй вид данных должен определять маршрут (траекторию) движения ЛА, чтобы он с заданными точностью и временем долетел до ТВ (данными полета ЛА — ДПЛА).

Реализуемость ДД является только необходимым условием выполнения задачи достижения ТВ ЛА. Достаточным условием является реализуемость ДПЛА. Для обеспе-

чения реализуемости ДД необходимо создать модель, определяющую функцию расхода топлива от дальности полета ЛА, а для обеспечения реализуемости ДПЛА модель управляемого возмущенного полета ЛА от точки старта до ТВ.

В соответствии с видами подготавливаемых данных АСПД ПЛА должна содержать два контура: контур контроля реализуемости ДД (малый контур подготовки ДД) и контур контроля реализуемости ДПЛА (малый контур подготовки ДПЛА).

Третий принцип проектирования заключается в правильном определении границ АСПД ПЛА.

Для решения этой задачи требуется определить все виды информации, необходимые для подготовки ДД, и их источники в виде внешних систем, информационно связанных с АСПД ПЛА.

Для исключения ошибок в ДД и сокращения времени готовности ЛА к полету необходимо, чтобы ДПЛА готовились не средствами ЛА, а средствами АСПД ПЛА. Для реализации этой идеи необходимо в состав АСПД ПЛА ввести программно-моделирующий комплекс (ПМК) контроля семантической правильности ДПЛА, а на борт ЛА посылать те ДД (обозначим их через ДД*), для которых ПМК, как система контроля, выдала положительный результат.

Известно, что для правильного понимания сложной системы фундаментальную роль играет иерархический подход [3], связанный со стратификацией (специфической декомпозицией) моделей.

Первый принцип разработки АСПД ПЛА заключается в стратифицированном описании модели системы.

Общий облик АСПД ПЛА, полученный на этапе проектирования, можно считать первой стратой. На этой страте определены только основные задачи системы, но не средства их решения. На второй страте рассматриваются вопросы, которые относятся к задачам, определенным на первой страте.

Очевидно, что представление системы двумя стратами не позволяет определить конструктивную схему системы. Поэтому необходимо продолжить процесс стратификации и представить системы тремя стратами.

Второй принцип разработки АСПД ПЛА заключается в доведении процесса стратификации моделей системы до такого уровня, при котором можно составить блок-схему процесса функционирования системы.

Так, на первой страте производится описание системы на уровне основных данных, подготавливаемых системой для ЛА. На второй страте производится описание системы на уровне задач, которые необходимо решить в процессе обработки основных данных. На третьей страте система описывается в терминах систем контроля, поскольку она содержит программную реализацию системы контроля реализуемости ДД (ДПЛА).

Третий принцип разработки АСПД ПЛА заключается в разработке специфического способа описания системы на высшей страте, которое позволит определить достоверность подготавливаемых данных (ДД).

На первой (младшей) страте система описывалась в самом общем виде — были выделены основные виды данных, подготавливаемых системой. На второй страте система описывалась в более конкретном виде — были определены основные операции, которые необходимо выполнить при подготовке ДД. На третьей (высшей) страте производится еще большая конкретизация в описании системы, на которой учтены все элементы АСПД ПЛА и ее внешнее информационное окружение.

Дальнейшая стратификация модели системы смысла не имеет, но и представленное описание системы не позволяет непосредственно вычислить показатель достоверности подготовленных ДД. Для выхода из этой ситуации, используем представление процесса подготовки ДД в виде технологических участков [4].

Таким образом, предложены и обоснованы принципы, которым необходимо следовать при проектировании и разработке автоматизированных информационных систем любого назначения.

Литературы

- [1] Майерс Г. Надежность программного обеспечения. М.: Мир, 1980. 360 с.
- [2] Холстед М.Х. Начала науки о программах. М.: Финансы и статистика, 1988. 128 с.
- [3] Поспелов Г.С., Ириков В.А. Программно-целевое планирование и управление (введение). М.: Сов. радио, 1976. 440 с.
- [4] Андреев А.Г., Казаков Г.В., Корянов В.В. Методы оценки показателя информационной устойчивости автоматизированной системы управления полетами космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. Вып. 6. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-06-1505> (дата обращения 03.09.2018).

МЕТОД ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЯ ДОСТОВЕРНОСТИ ВЫХОДНЫХ ДАННЫХ, ПОДГОТАВЛИВАЕМЫХ СРЕДСТВАМИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПОДГОТОВКИ ДАННЫХ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А.Г. Андреев¹

Г.В. Казаков¹

В.В. Корянов²

kgv.64@mail.ru

vkoryanov@bmstu.ru

¹ ФГБУ «4 ЦНИИ» Минобороны России

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

В статье рассмотрен новый метод оценки показателя достоверности данных полета летательных аппаратов, который базируется на специальном представлении процесса подготовки данных системы в виде технологических участков. Использование такой модели позволило получить простой рекуррентный алгоритм оценки показателя достоверности данных для любого технологического участка данных с использованием данных показателя достоверности для предшествующих технологических участков.

Летательный аппарат (ЛА) совершает полет согласно плану полетов ЛА, подготавливаемого автоматизированной системой подготовки данных полета летательных аппаратов (АСПД ПЛА). Очевидно, что назначение точки выведения (ТВ) каждому ЛА должно осуществляться в зависимости от запаса топлива и его удельного расхода. В связи с этим в систему управления ЛА должны быть введены специальные данные (данные достижимости — ДД).

Рассматриваются методы оценки показателей основных свойств ДД, определяющих их качество: достоверность, реализуемость и своевременность. При этом предполагается, что показатели более частных свойств данных (полнота, понятность, объем данных, язык, на котором представлены данные и др.) имеют требуемые значения показателей их качества.

Данные достижимости являются достоверными, если их формально-структурные характеристики (место и значение в массиве данных) соответствуют истинным (эталонным) значениям.

Информация ДД является реализуемой, если ее использование в системе управления ЛА не приведет к срыву запланированной доставки ЛА в ТВ.

Данные являются своевременными, если они подготовлены в требуемом объеме в установленный срок.

Для оценки показателей качества данных, подготавливаемых АСПД ПЛА удобно ее структуру представить в виде последовательности технологических участков (ТУ) [1].

Структура типового ТУ включает документалиста (Д), оператора (О), технические средства (ТС), программные средства (ПС) и процедуру коррекции ошибочных данных (ПКОД), которые были обнаружены процедурой контроля (ПК).

Из технологических участков состоит каждый элементарный процесс подготовки данных (ЭППД). Любой ЭППД может быть представлен в виде последовательного во времени последовательного соединения ТУ. Определив вероятности искажения данных и времена выполнения операций элементами ТУ, можно определить аналогичные показатели каждого ЭППД, входящего в состав процесса подготовки ДД и АСПД ПЛА в целом.

В работе [1] показано, что если структуру системы представить в виде последовательности ТУ, то показатель достоверности данных на s -м ЭППД определится выражением, содержащим вероятности искажения данных на выходе $(i-1)$ -го ТУ s -го ЭППД, внесения ошибки документалистом на i -м ТУ s -го ЭППД, внесения ошибки оператором на i -м ТУ s -го ЭППД, отказа (сбоя) ТС АСПД ПЛА i -го ТУ s -го ЭППД, проявления ошибки в ПС АСПД ПЛА i -го ТУ s -го ЭППД, ошибки второго рода процедуры контроля i -го ТУ; показатели надежности ТС АСПД ПЛА i -го ТУ s -го ЭППД, надежности ПС на i -м ТУ; функцию, зависящую от вида средств контроля достоверности данных на i -м ТУ s -го ЭППД.

Показатели достоверности, реализуемости ДД и своевременности их подготовки определяются характеристиками ЭППД и их структурой.

Таким образом, метод оценки показателей качества данных АСПД ПЛА базируется на представлении модели функционирования системы в виде последовательного соединения во времени технологических участков, расчета показателей качества функционирования каждого элемента ТУ и ТУ в целом. Следующим шагом метод предполагает представление процесса функционирования системы в виде последовательного и последовательно-параллельного соединения ЭППД, расчета показателей качества функционирования каждого ЭППД и системы в целом. Кроме того, метод оценки показателя достоверности данных требует разработки частных алгоритмов, которые необходимы при практическом его применении. В связи с этим в статье рассматривается вопрос применения метода оценки показателя достоверности данных на примере АСПД ПЛА.

Литература

- [1] Андреев А.Г., Казаков Г.В., Корянов В.В. Методы оценки показателя информационной устойчивости автоматизированной системы управления полетами космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. Вып. 6. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-06-1505> (дата обращения 03.09.2018).

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СТОВРКИ ОТДЕЛЯЮЩЕГОСЯ ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ В ДОЗВУКОВОМ НЕСЖИМАЕМОМ ПОТОКЕ

Ю.В. Гребенева

А.Ю. Луценко

Д.К. Назарова

yulya.grebeneva@mail.ru

aulutsenko@mail.ru

dknazarova@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проведено математическое моделирование обтекания модели створки головного обтекателя ракеты-носителя при малой дозвуковой скорости набегающего потока в диапазоне углов атаки $\alpha = 0...3600^\circ$. Исследуемая модель представляла собой изогнутую тонкостенную оболочку в виде трети полого цилиндра с конической носовой и торoidalной хвостовой частями. Получены структуры обтекания и аэродинамические характеристики створки.

Для расчета траекторий движения и возможных районов падения отделяющихся в процессе полета от ракет-носителей створок головного обтекателя необходимо знание их аэродинамических характеристик во всем диапазоне скоростей движения [1–4].

В работе проведен численный расчет аэродинамических характеристик тонкостенной оболочки в дозвуковом несжимаемом потоке в диапазоне углов атаки $\alpha = 0...3600^\circ$ с помощью программных комплексов SolidWorks Flow Simulation и OpenFoam и проанализировано изменение аэродинамических характеристик в зависимости от структуры обтекания.

По результатам работы можно сделать следующие выводы:

– структуры обтекания с вогнутой и выпуклой сторон оболочки имеют различия. Это связано с тем, что при обтекании с выпуклой стороны форма оболочки близка к цилиндрической поверхности, а при обращении к набегающему потоку вогнутой стороной оболочка становится «плохообтекаемым» телом, схожим по своим характеристикам с плоской пластиной;

– с изменением угла атаки структура течения существенно меняется, что сказывается на изменении аэродинамических характеристиках. При обтекании модели как с выпуклой стороны, так и с вогнутой на подветренной стороне наблюдается вихревое течение;

– при обтекании с вогнутой стороны давление на внутренней поверхности повышенное и остается примерно постоянным, поэтому аэродинамические коэффициенты в этом диапазоне углов атаки изменяются мало и по модулю больше, чем при обтекании со стороны выпуклой поверхности.

Литература

- [1] Дядькин А.А., Крылов А.Н., Луценко А.Ю., Михайлова М.К., Назарова Д.К. Особенности аэродинамики тонкостенных конструкций // Электронный журнал: Космическая техника и технология. URL: <https://www.energia.ru/ktt/archive/2016/03-2016/03-02.pdf> (дата обращения 25.11.2018).
- [2] Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Анализ результатов численного моделирования обтекания тонкой оболочки при сверхзвуковых скоростях набегающего потока // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XI Академических чтений по космонавтике. Сб. тез. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2016. С. 263–264.
- [3] Дядькин А.А., Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Математическое моделирование обтекания тонкостенных конструкций в до- и трансзвуковом диапазоне скоростей // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2016.

№ 223 (1). С. 45–50. URL: <https://cyberleninka.ru/article/v/matematicheskoe-modelirovanie-obtekaniya-tonkostennyh-konstruktsiy-v-do-i-transzvukovom-diapazone-skorostey> (дата обращения 25.11.2018).

- [4] Дядькин А.А., Крылов А.Н., Луценко А.Ю. Назарова Д.К. Исследования особенностей аэродинамики тонкостенных оболочек при сверхзвуковых скоростях с использованием компьютерного моделирования // Тез. докл. Международная молодежная научная конференция «XXII Туполевские чтения». Казань: Из-во «Фолиант», 2015. Т. 1. С. 68–71.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ КИНЕМАТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ДРОССЕЛЬНУЮ ХАРАКТЕРИСТИКУ СВЕРХЗВУКОВОГО ВОЗДУХОЗАБОРНОГО УСТРОЙСТВА

А.Ю. Луценко¹

ulutsenko@mail.ru

И.А. Сидоров²

sidorov_igor_95@outlook.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлены результаты численного моделирования в CAE-пакете STAR-CCM+ внутриканального течения сверхзвукового воздухозаборного устройства (ВЗУ) в CAE-пакете STAR CCM+. Проведено сравнение дроссельных характеристик ВЗУ, полученных численным расчетом и инженерным методом. Проанализировано влияние кинематических параметров летательного аппарата (ЛА) на дроссельную характеристику ВЗУ.

Ключевые слова: дроссельная характеристика, численное моделирование, CAE — пакет Star CCM+, сверхзвуковой воздухозаборник.

Для успешной работы воздушно-реактивного двигателя (ВРД) на сверхзвуковых скоростях необходимо подводить заторможенный воздушный поток к компрессору или камере сгорания [1]. Именно для этих целей и служит ВЗУ. Торможение сверхзвукового потока происходит с образованием скачков уплотнения (СУ). Система клиньев обеспечивает торможение потока с минимальными потерями только для определенного числа M_∞ . При варьировании скорости полета ЛА углы наклона клиньев должны изменяться с помощью сложных автоматических устройств, регулирующих пропускную способность входного устройства [2].

Основной характеристикой ВЗУ является зависимость коэффициента восстановления полного давления за системой скачков уплотнения $\sigma = p_{0дв}/p_{0\infty}$ от коэффициента массового расхода воздуха через канал ВЗУ $f = F_\infty/F_0$, где $p_{0дв}$, $p_{0\infty}$ — давления торможения в камере сгорания и набегающего потока соответственно; F_∞ , F_0 — площади входного сечения ВЗУ и забираемой струйки воздуха.

В качестве исследуемой геометрии взята твердотельная модель сверхзвукового ЛА с боковым ВЗУ, построенная в CAD-пакете NX Unigraphics.

Численное моделирование проведено в коммерческом CAE-пакете STAR CCM+.

На геометрическую твердотельную модель была наложена неструктурированная сетка, которая имела сгущение по поверхности ЛА и по каналу ВЗУ. Размер ячейки в невозмущенной области течения составляет 200 мм. Вблизи поверхности тела — 15 мм. После генерации сеточной модели для полной модели имеем около 6 млн. ячеек.

Моделировалось движение на высоте 11 км для чисел Маха $M_\infty = 2,0; 2,35$ и $2,5$ при углах атаки $\alpha = -6...+6^\circ$ и углах скольжения $\beta = -5...+5^\circ$.

Дроссельная характеристика $\sigma(f)$ получалась путем варьирования давления на срезе ВРД.

В [3] был проведен анализ дроссельной характеристики соответствующего ВЗУ при $M_\infty = 2,0$ и нулевых углах атаки и скольжения, а также сравнение ее с данными экспериментальных продувок ЦАГИ и инженерного расчета. В настоящей работе была поставлена задача определить эффективность ВЗУ при варьировании кинематических параметров двигателя ЛА.

Получены следующие результаты.

Увеличение скорости движения ЛА (числа Маха M_∞) приводит к уменьшению σ (при неизменной геометрии ВЗУ) и увеличению f , что приводит к смещению дроссельной характеристики по сравнению с базовой кривой при $M_\infty = 2,0$.

При положительных углах атаки, не превышающих 10° , эффективность ВЗУ увеличивается за счет увеличения коэффициентов f и σ и, следовательно, увеличения тяги двигателя. Отрицательные углы атаки, наоборот, понижают эффективность исследованного ВЗУ.

Угол скольжения ЛА также не может быть большим, при этом правый и левый ВЗУ работают по-разному: для подветренного коэффициент массового расхода уменьшается, а для наветренного — увеличивается, что может привести к несимметричной работе двигателей и созданию неблагоприятного момента рыскания.

Литература

- [1] Калугин В.Т. Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 688 с.
- [2] Ремеев Н.Х. Аэродинамика воздухозаборников сверхзвуковых самолетов. Жуковский: ЦАГИ, 2002. 178 с.
- [3] Луценко А.Ю., Сидоров И.А. Численное моделирование внутриканального течения сверхзвукового воздухозаборного устройства // Сб. тр. II Междунар. молодеж. конф. «Новые подходы и технологии проектирования, производства испытаний и промышленного дизайна изделий ракетно-космической техники». М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. С. 451–455.

УСЛОВИЯ ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ РЕЗОНАНСНЫХ ЯВЛЕНИЙ ПРИ ДВИЖЕНИИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ ПЛАНЕТЫ

В.П. Казаковцев

kafsm3@bmstu.ru

В.В. Корянов

vkoryanov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Заключительным этапом перелета межпланетных космических станций является движение спускаемого аппарата (СА) в атмосфере планеты. Подобные аппараты, как правило, обладают симметричной формой относительно продольной оси и имеют угловую скорость вращения (ω_x) для стабилизации входа в атмосферу. Однако в процессе изготовления и сборки СА возникают различные малые асимметрии. К ним относятся: боковое смещение центра масс (Δz , Δy), центробежные моменты инерции (I_{xy} , I_{xz}) и дополнительные аэродинамические коэффициенты (m_{x0} , m_{z0} , m_{y0}), обусловленные малой асимметрией внешней формы СА. Наличие малых асимметрий может вызвать различные резонансные явления, которые приводят к потере устойчивости движения СА. Наиболее неприятным является колебательно-вращательный резонанс и прогрессирующее самовращение. В данной работе рассматриваются условия, при которых появляются эти явления.

В результате анализа динамических уравнений углового движения СА вводится понятие резонансной частоты, которая определяется по формуле

$$\omega_{\text{рез}} = \sqrt{\frac{qSl|m_z^\alpha|}{I - I_x}}.$$

В этом случае необходимым условием возникновения колебательно-вращательного резонанса будет следующее:

$$\omega_x = \omega_{\text{рез}}.$$

Для определения условия возникновения прогрессирующего самовращения запишем дифференциальное уравнение угловой скорости вращения относительно продольной оси СА в следующем виде:

$$\frac{d\omega_x}{dt} = \frac{1}{I_x} \left[I_{xy} (\dot{\omega}_y - \omega_x \omega_z) + I_{xz} (\dot{\omega}_z + \omega_x \omega_y) + qSl \left(m_{x0} + C_y \frac{\Delta z}{l} - C_z \frac{\Delta y}{l} \right) \right].$$

На возникновение прогрессирующего самовращения СА оказывают влияние следующие асимметрии: Δz , Δy , I_{xy} , I_{xz} , m_{x0} . Расчеты динамики движения СА баллистического типа показали, что наибольшее влияние на возникновение прогрессирующего самовращения оказывают боковые смещения центра масс. Тогда условие возникновения прогрессирующего самовращения можно записать в следующем виде:

$$\left(qSl(m_{x0} + C_y \frac{\Delta z}{l} - C_z \frac{\Delta y}{l}) \right) \neq 0.$$

При этом в течении некоторого времени сохраняется знак.

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.

УПРАВЛЕНИЕ МЯГКОЙ ПОСАДКОЙ АВТОМАТИЧЕСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ЛУННУЮ ПОВЕРХНОСТЬ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕХНОЛОГИИ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ

В.Т. Бобронников

vlbobronnikov@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассматривается схема мягкой посадки КА на лунную поверхность с селеноцентрической орбиты, при реализации которой предусматриваются два зависания аппарата: первое — в момент окончания этапа основного торможения для выбора места посадки и второе после этапа управляемого спуска для уточнения выбранного места с помощью аппаратуры технического зрения.

Доклад посвящен проблеме совершенствования системы управления (СУ) движением КА, совершающего мягкую посадку (МП) на поверхность Луны. Данная проблема рассматривалась ранее [1, 2]. Некоторые идеи заимствованы [3].

Успех лунной миссии с посадкой на ее поверхность существенно зависит не только от эффективности функционирования СУ КА, но также от рельефа поверхности в районе посадки. Проблема надежности посадки становится особенно важной при планировании посадки КА не в лунных морях, а в гористой местности, в частности, в окрестности лунных полюсов.

Базовой идеей работы является применение на борту КА системы технического зрения (ТЗ), используемой для оперативного выбора и уточнения благоприятного места посадки, предотвращающего опрокидывание аппарата при прилунении. В работе предполагается, что для функционирования ТЗ необходимо поддерживать нулевую скорость и вертикальную ориентацию продольной оси КА. Такие состояния КА могут быть названы «зависаниями с вертикализацией».

Для выбора места посадки предлагается осуществлять два зависания: первое в момент окончания этапа основного торможения (на высоте около 2500 м) для предварительного выбора места посадки и второе (на высоте около 100 м) для уточнения первоначально выбранного места. Точка второго зависания может оказаться на значительном удалении относительно первой точки. Поэтому между зависаниями в циклограмме движения КА предусматривается этап «управляемого спуска».

Рассматриваемая схема посадки заметно отличается от применявшихся ранее схем. Схема является модифицированным вариантом схемы, которая была применена на КА «Чанъэ-3» [4].

Вопросы реализации предлагаемой схемы рассмотрены применительно к «плоской» модели управляемого движения КА. Для этапа основного торможения сформированы оптимальные программы дросселирования тяги двигателя торможения и управления углом тангажа КА по критерию минимизируемой массы двигательной установки. При этом предусматривается совмещение процессов обнуления скорости и вертикализации КА к моменту окончания этапа.

Аналогичные программы управления вектором тяги разработаны для этапа управляемого спуска. Для данного этапа в качестве критерия оптимальности рассматривалось количество топлива, необходимого для реализации этапа. Учитывались специальные граничные условия, при которых происходит управляемый спуск: КА имеет нулевую скорость и вертикальную ориентацию его продольной оси в начале и конце этапа.

Проанализирована задача формирования навигационной системы (НС) КА, которая может быть применена при реализации рассматриваемой схемы МП. Были сравнены три варианта НС, различающиеся составами и алгоритмами обработки навигационных измерений. Показано, что необходимая точность решения навигационной задачи может быть достигнута при варианте, в котором совместно с измерениями ускорений и угловой скорости КА в полете измеряются высота и скорость движения КА, а обработка измерений осуществляется с помощью квазилинейного фильтра Калмана. Попутно с помощью данного алгоритма может быть решена задача идентификации неопределенных возмущений, действующих на аппарат и навигационную систему.

Разработаны регуляторы систем наведения, управления угловым движением и дросселированием двигателя торможения, обеспечивающие компенсацию возмущений, идентифицируемых с помощью НС, а также удовлетворительные динамические свойства замкнутой системы в целом.

Методом имитационного моделирования проанализирована работа сформированной замкнутой СУ в целом на всех этапах движения КА с момента схода с круговой окололунной орбиты и до прилунения подтверждена удовлетворительная точность работы СУ, обеспечивающей МП КА по рассматриваемой схеме.

Литература

- [1] Бобронников В.Т., Хуан Ичун. Оптимальное управление движением лунного аппарата на этапе основного торможения с выбором параметров двигательной установки // Космонавтика и ракетостроение. 2016. № 6. С. 27–35.
- [2] Хуан Ичун. Оптимальное управление маневром лунного аппарата на выбранную точку мягкой посадки между зависаниями // Труды МАИ. 2016. № 4. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=74747> (дата обращения 12.03.2018).
- [3] Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний. 2014. 407 с.
- [4] Сун Ж., Жанг Т., Жанг Ч. и др. Техническое описание и результаты полета лунного КА «Чанъэ -3» // Sci Sin Tech. 2014. Vol. 44. P. 331–343. DOI: 10.1360/092014-37 (на китайском языке).

Научное издание

XLIII АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ

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

Москва, 29 января — 1 февраля 2019 г.

Сборник тезисов

Том 1

Художник Э.Ш. Мурадова
Компьютерная верстка С.А. Серебряковой

Оригинал-макет подготовлен
в Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана.

В оформлении использованы шрифты
Студии Артемия Лебедева.

Подписано в печать 11.01.2019. Формат 70×100/16.
Усл. печ. л. 34,125. Тираж 650 экз. Заказ .

Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
press@bmstu.ru
www.baumanpress.ru

Отпечатано в типографии МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
baumanprint@gmail.com