



РОССИЙСКАЯ  
АКАДЕМИЯ  
НАУК



РОСКОСМОС

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*

# 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

29 January—1 February 2019



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 2

# 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  
А43

**Актуальные проблемы космонавтики** : 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 : 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. 2. — 373, [1] с.

ISBN 978-5-7038-5095-4

В настоящем сборнике размещены материалы исследований актуальных проблем, входящих в состав таких тематических направлений современной отечественной космонавтики, как научное наследие пионеров освоения космического пространства и конструкторские школы ракетно-космической техники; фундаментальные проблемы космонавтики и состояние развития отдельных ее направлений; место космонавтики в решении вопросов социально-экономического и стратегического развития современного общества; гуманитарные аспекты космонавтики; исследования по истории космической науки и техники. Перечисленные тематические направления являются основой для формирования тематики секций по отдельным проблемам современной космонавтики.

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

УДК 629.78(063)  
ББК 39.6

*Издается в авторской редакции.*

ISBN 978-5-7038-5095-4  
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»

### 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

С е к ц и я 14	
Аэрокосмическое образование и проблемы молодежи .....	5
С е к ц и я 15	
Комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов .....	65
С е к ц и я 17	
Системы управления космических аппаратов и комплексов .....	90
С е к ц и я 18	
Автоматические космические аппараты для планетных и астрофизических исследований. Проектирование, конструкция, испытания и расчет .....	128
С е к ц и я 19	
Производство конструкций ракетно-космической техники .....	156
С е к ц и я 20	
Космическая биология и медицина .....	196
С е к ц и я 21	
Космическая навигация и робототехника .....	227
С е к ц и я 22	
Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация .....	237



## АЭРОКОСМИЧЕСКОЕ ОБРАЗОВАНИЕ И ПРОБЛЕМЫ МОЛОДЕЖИ

### ИНТЕРЕС К КОСМОСУ КАК ФАКТОР ВЫБОРА ИНЖЕНЕРНОГО ОБРАЗОВАНИЯ

С.В. Колударова

0041164@spasecorp.ru

АО «Российские космические системы»

*Анализируется специфика инженерного образования как системы универсальных знаний для любой отрасли промышленности. Сравнивается динамика государственного плана подготовки инженерных кадров на период 2016-2020. Акцент уделяется целевому набору как программе реализации государственного плана. Приводятся результаты исследования по выявлению мотивационных предпочтений выпускников школ при выборе инженерного образования, проведенного АО «Российские космические системы» в рамках кампании по целевому набору 2018 года.*

Инженер как специалист в области технического развития является основой цивилизационных изменений. Инженерное дело — это «проводник инноваций в промышленное производство, в военное дело, в повседневную жизнь». Разносторонность применения инженерных знаний свидетельствует об универсальности инженерного образования, которое готовит специалистов для различных сфер жизнедеятельности общества.

Данный факт свидетельствует о том, что инженер как специалист с высшим образованием востребован в любом производственной отрасли, «присутствие инженера необходимо на всех стадиях создания и организации функционирования и развития предприятий» [1]. Широта использования инженерного образования позволяет инженеру выбирать сферу трудовой деятельности, и, в силу определенных обстоятельств, он способен к быстрому передвижению из одной производственной отрасли в другую. По мнению первого заместителя председателя Комитета Государственной Думы по экономической политике, промышленности, инновационному развитию и предпринимательству Владимира Гутенева «инженеры являются умными и дорогими, и это должны понимать руководители компаний, нанимающих людей этой профессии на работу; ведь хорошие, способные инженеры при их компетенциях всегда могут уйти и реализовать себя в собственном деле, в предпринимательстве, а значит, предприятие теряет ценные кадры» [2].

Потребность в инженерных кадрах в современных условиях достаточно высокая в различных отраслях промышленности, в том числе и на предприятиях оборонно-промышленного комплекса (ОПК). «Многие российские предприятия реального вектора будут вынуждены сворачивать производство из-за дефицита инженеров» [3]. По мнению директора стратегических проектов САФ Валентина Островского, «острейшая нехватка инженерных кадров ощущается в производственном секторе; при этом очень сложная ситуация с притоком новой «профессиональной крови» в авиационную и космическую сферы» [4].

В 2015 году Правительством РФ утверждено постановление № 192 от 05.03.2015 «О государственном плане подготовки научных работников и специалистов для организаций ОПК на 2016–2020 годы», в рамках которого определено задание на подготовку

инженерно-технических кадров со средним профессиональным и высшим образованием. Количественное соотношение между специалистами со средним и высшим образованием составляет 1:5. При этом динамика подготовки кадров со средним профессиональным образованием за период пять лет увеличена на 7 %, а специалистов с высшим образованием — на 25 %. Таким образом, приоритетом являются специалисты с высшим инженерным образованием, которые «играют ключевую роль в обеспечении роста производительности труда на предприятии и в экономике в целом» [1].

Ракетно-космическая деятельность как отрасль ОПК также нуждается в инженерах. Поэтому предприятия ракетно-космической промышленности участвуют в выполнении государственного плана подготовки инженерно-технических кадров посредством целевого набора. Целевой набор позволяет, определенным образом, удовлетворить потребности организации в молодых специалистах.

Реализация целевого набора — это целенаправленный процесс работы со старшеклассниками, главным элементом которого является профессиональная ориентация. В контексте целевого набора в интересах ракетно-космических предприятий, когда выпускник школы уже определился с профессиональным выбором инженерного образования, важным аспектом становится определение интереса к отраслевой деятельности предприятия. Поэтому с точки зрения профориентационной работы по целевому набору важно поставить вопрос: инженерное образование выбирается вследствие склонности к техническому знанию в целом или интереса к отрасли как сфере будущей деятельности (по условиям целевого набора необходимо после окончания обучения отработать на предприятии три года)?

С точки зрения ракетно-космической отрасли интерес к отрасли выражается в увлеченности космосом как особым пространством и его познанием. Если тема космоса является мотивирующим фактором выбора инженерного образования, то вероятность закрепления выпускника технического вуза в ракетно-космической отрасли должна быть выше по сравнению с выпускником, который получил инженерное образование вследствие интереса к техническому направлению в целом, а отраслевая принадлежность его применения является второстепенной.

В рамках кампании по целевому набору в 2018 году АО «Российские космические системы» провело исследование по соотношению мотивационных предпочтений выбора инженерного образования: интерес к инженерной специальности в целом или интерес к космосу. Всего проанализировано 233 анкеты, которые поступили от выпускников школ для участия в конкурсе целевого набора от предприятия. Два вопроса анкеты направлены на выявление мотивации выбора инженерного образования: «Почему вы выбираете именно эту специальность?» и «Почему вы выбираете целевой набор от АО «Российские космические системы?».

По результатам анализа определено, что 65 % школьников проявляют интерес к инженерному образованию в целом без соотнесения его с космической отраслью. Наиболее популярными ответами были: «эта специальность позволит мне применить полученные знания в различных областях науки и производства», «перспективные направления для поиска работы в будущем», «востребованная и приоритетная специальность, применяемая почти во всех областях науки и жизни».

Увлечение космосом прослеживается у 35% выпускников, вследствие чего и выбраны инженерные специальности: «выбранная специальность позволит реализовать мою мечту работать в области космических систем и исследований», «свое будущее предполагаю связать с созданием космических аппаратов, поэтому остановился на выборе данной специальности».

По итогам кампании по целевому набору 2018 года разница между поступившими в вузы города Москвы кандидатами, мотивированными на получение инженерного образования в целом, и кандидатами с выбором инженерного образования вслед-

ствие интереса к космосу составила всего 6 %, т. е. практически поровну поделилось общее количество первокурсников в интересах предпрятия.

Таким образом, для более половины выпускников школ приоритетом являются инженерно-технические специальности вне зависимости от отрасли с учетом их уровня оплаты труда, и только треть выбирает их вследствие отраслевой (космической) заинтересованности. При этом перевес отобранных кандидатов по договору о целевом обучении в интересах АО «Российские космические системы», заинтересованных инженерным образованием в целом, над кандидатами, выбравшими инженерные специальности из-за увлеченности космосом, менее большой по сравнению со всеми участниками конкурса.

Данный факт является значимым, потому что почти половине студентов-целевиков 1 курса нравятся космос, после окончания высшего учебного заведения они успешно отработают три года и останутся в ракетно-космической отрасли, обеспечив ее инженерными кадрами и возможно, новыми техническими разработками.

Однако результаты анализа мотивации выбора инженерного образования всеми участниками конкурса целевого набора позволяют говорить об усилении развития интереса к космосу в школьной среде, к реализуемым и планируемым космическим проектам России для увеличения количества заинтересованных космосом.

#### Литература

- [1] Панина Е. Инженерная мысль — доминирующий фактор роста производительности труда // Русский инженер. 2017. № 4 (57). С. 8–12.
- [2] Рожкова Л. Машиностроение — это огромное поле для деятельности инженеров // Русский инженер. 2017. № 4 (57). С. 43–46.
- [3] Чеховский Н. Инженерный тупик: представители вымирающей профессии сегодня в особенной цене // Свободная пресса. 29 сентября 2013 г. URL: [www.svpressa.ru/economy/article/74937](http://www.svpressa.ru/economy/article/74937) (дата обращения 02.09.2018).
- [4] Королёва А. ЦБ предупредил о дефиците квалифицированных кадров // Эксперт. 2017. № 6. URL: [www.expert.ru/2017/06/7/spetsialnost/](http://www.expert.ru/2017/06/7/spetsialnost/) (дата обращения 12.08.2018).

## МУЗЕЙНАЯ ПЕДАГОГИКА КАК ИСТОЧНИК ЗНАНИЙ О КОСМОСЕ

Г.В. Устименко

zervann@yandex.ru

МБОУ гимназия № 18 г. Краснодара

*Работа посвящена разработке нового образовательного элемента - музейного предмета космической направленности, как центра коммуникации между подростком и исторической эпохой, помогающего формировать личность через включение его в единый культурологический процесс.*

В современной системе образования появляются совершенно новые социальные функции музея: оживить историю, сделать ее понятной и доступной. Существует проблема теоретического и методологического осмысления музейной педагогики. Главная задача — это активное и эффективное использование музейных артефактов. Необходимо сделать их живыми и «говорящими». Несмотря на то, что подростки увлечены компьютерными технологиями, музейные ценности притягивают их, как магнит. «Изменились запросы, но сохранилась потребность общения с экспонатом, с музейным пространством...» [1]. Поэтому было необходимо создать такую экспозицию, которая вызывала бы интерес и вопрос у учащихся. Школьный музей «Новейшей истории, авиации и космонавтики» — необычный. Это учебный класс с витринами. На уроке

создается музейная среда, экспонаты «погружают» в тему. Очень часто после урока дети задают вопросы по экспонатам. В этот момент для них открывается новый мир, который вызывает удивление и желание знать больше. Как пишет кандидат исторических наук Е. Г. Артемов, музей «...все больше становится искусством воспитания и развлечения экспонатом...Но это такое искусство, которое подчиняется определенным законам и правилам. Совокупность этих законов и правил и составляют содержание музейно-педагогических технологий» [1, с. 4].

Созданию экспозиции «Кубань и космонавтика» предшествовала долгая и кропотливая работа. Архив быстро наполнялся документами, выставка — экспонатами. Поиск артефактов — дело очень увлекательное, в этом участвуют педагоги и учащиеся. Космическая экспозиция — это как бы модель целого направления в науке, технике и быте советских людей. Подборка книг с воспоминаниями космонавтов, матери Ю. А. Гагарина, изданных в 60-80-е годы являются ценным источником не только исторической, но и социальной информации. Для подростков люди-легенды становятся ближе и понятнее. Биографические издания об ученых, конструкторах, космонавтах, космодромах и популярная техническая литература, написанные доступным языком, помогают разобраться в тонкостях самолета и ракетостроения, а также ответить на вопрос, какие факторы способствовали открытиям и риску полететь в космос.

Архивные документы повышают доверие к информации. Знакомство учащихся с документальными источниками вызывает эмоции и заставляют сердце биться сильнее и испытывать чувство причастности к великим людям. Например, такие как письма, автографы космонавтов В. В. Горбатко, А. Н. Березового, Г. И. Падалка, С. Е. Трещева, рукописи доктора исторических наук, профессора, основателя общественного движения «Кубань и космонавтика» Т. И. Агаповой.

Вызывают большой интерес у подростков и являются подлинными свидетелями первых космических свершений газеты и журналы 1950–1970 гг. Некоторые ценные экземпляры центральных и местных газет «Правда», «Комсомольская правда», «Известия», «Советская Россия», «Советская Кубань», «Комсомолец Кубани», несколько экземпляров «Пионерской правды», а также журнал «Огонек» хранятся и используются для изучения и показа. Первые полосы газет содержат статьи о выдающихся космических событиях. Это полеты Первых, Искусственного спутника Земли, собак Белки и Стрелки, Ю. А. Гагарина, Г. Титова, В. Терешковой и др. Репортажи передавали настроение и чувство гордости советских людей за свою страну и восхищение нашими достижениями во всем мире. Информация советских газет и журналов бесценна, учащиеся узнали о невероятном масштабе технической мысли, о том, что достижения конструкторов и ученых стали мировыми научными открытиями, а полету первого человека в космос радовались так, как победе над фашизмом в 1945 году. Наверное, больше таких сильных эмоций человечество не испытывало.

В печати появились откровенные оценки достижений конструкторов и ученых в области космонавтики. Иностранцы специалисты не могли сдержать восторг и зависть к нашим достижениям. Такой способ погружения в советскую эпоху, дает ощущение причастности к событиям планетарного масштаба. Он показывает, что после полета первого искусственного спутника Земли запуски осуществлялись регулярно, чему очень удивлялся весь мир. В настоящее время полеты на МКС и работа в космосе стали профессией. О полетах теперь сообщают, как об обыденном явлении.

В современном музейном пространстве экспозиция должна быть доступной. Музейный предмет становится центром коммуникации между подростком и исторической эпохой, помогает формировать личность, через включение в единый культурологический процесс. Социокультурную составляющую музея, как главного в существовании, русский мыслитель Н. Ф. Федоров охарактеризовал так: «Музей — храм равен музею-собору. Это собрание научное, соединенное с нравственностью» [3].

Экспонаты являются носителями научной информации и культурным достоянием. Они формируют визуальное мышление, как бы участвуют в музейном «спектакле», придают уроку и внеклассным мероприятиям наглядность и иллюстративность. Каждый предмет в своем роде является уникальным, а порой редким, что порождает в детях любознательность, желание внимательно рассмотреть, узнать историю его создания и появления в экспозиции.

Музейный предмет — это источник научной информации, который выполняет культурологический заказ общества. Знакомство с экспонатом предполагает встречу ребенка с чем-то редким, загадочным, символическим. Порой они не сразу верят, что перед ними подлинники, а не винтажные вещи. Такими бесценными для нас предметами являются грунт с космодрома Байконур, переданный ветеранами космодрома, лаковая шкатулка, подаренная В. Терешковой на съезде женщин председателю женсовета Р.С. Головиной, фрагмент парашютных строп корабля многообразного использования «Буран», который нам передал Пархоменко И., служивший на космодроме Байконур, пластинки с голосом Ю. А. Гагарина, первые значки с фотографиями Ю. Гагарина и В. Терешковой. Первая открытка, выпущенная после полета человека в космос с изображением Ю. А. Гагарина, датированная 12.04.1961 г., вызывает особые эмоции у ребят. Мы имеем возможность, используя редкие фотографии и книги, открытки, значки, монеты, марки, газеты, конверты и сувениры, создать реконструкцию атмосферы и восприятия советским обществом космических побед конца 50 — начала 60-х годов и таким образом показать, что космос ворвался в жизнь простых людей, подарив молодым людям мечту стать летчиками и космонавтами.

Формирование коллекции — это увлекательный и познавательный процесс. Появление экспонатов в музее имеет свою историю. Учащиеся часто задают вопрос: «Как формируется экспозиция?». Это подарки космонавтов, ветеранов космодромов, авиации, приобретения на антикварных рынках, учащиеся и педагоги передают предметы в фонд музея.

Погружение учащихся в музейную атмосферу выполняет ряд функций: расширяет кругозор и актуализирует события, помогает испытывать положительные эмоции, развивает поисково-исследовательские навыки и формирует ценностно-нравственное отношение как к прошлому, так и к настоящему процессам.

Музейная педагогика способствует активной научной деятельности, вызывает большой интерес к отечественной и семейной истории и помогает в будущей профориентации. Подростки мечтают стать летчиками и конструкторами ракетной техники.

#### Литература

- [1] Артемов Е.Г. Музейно-педагогические технологии: пособие-справочник. Изд. 2-е, доп. СПб.: ФГУК ГМПИР, 2006. 32 с.
- [2] Музееведение/музеология. Понимание термина. Музееведение в системе наук. Цикл лекций. URL: <https://helpiks.org/7-70354.html> (дата обращения 12.03.2018).

## ИНЖЕНЕРНЫЙ КЛАСС В ШКОЛЕ

**В.В. Воробьев**

didaskalia-vvv@mail.ru

Союз краеведов России

*В работе рассматривается вопрос о разработке новых образовательных предметов в школьное образование, связанных с инженерной тематикой.*

С открытием инженерного класса в школе появляются дополнительные возможности образования и воспитания. Прежде всего, необходимо отметить, что наличие такого класса побуждает организаторов учебного процесса, учителей, преподавателей дополнительных предметов, кружков посмотреть на круг вопросов, связанных с образованием, с иной точки зрения. Прежде всего, перед написанием программ для новых предметов и планирования необходимо уточнить цели образования.

В советское время средняя школа была не только общеобразовательной, но и политехнической, поэтому сейчас переход к инженерным классам оказывается более сложным. Однако, нынешний период времени дает возможность посмотреть на школьное образование и воспитание шире; прежде всего, у специалистов образовательных структур и организаций появляются предложения о создании новых предметов, связанных с инженерной тематикой, т. е. с их стороны речь идет о развитии дополнительного образования.

Новое содержание образования, ранее не используемые подходы устремляют специалистов в вузы; и это действительно один из верных шагов в сложившейся ситуации. Через контакты с вузами (и предприятиями) руководители образовательных организаций, учителя и школьники соприкоснутся с современной тематикой инженерного дела, учащиеся могут получить доступ в лаборатории университетов и т. д.

Опыт высшей школы показывает, что путь к предметам и курсам инженерного дела, проходит через серьезную подготовку по фундаментальным наукам (математике, физике, химии, биологии), далее студенты изучают ряд общетехнических наук (теория машин и механизмов, электротехника, сопотивление материалов, гидравлика, материаловедение и т. д.). Эта действительность должна помочь специалистам средней школы правильно отобрать содержание для дополнительных предметов. Полученные ориентиры, также позволят подчеркнуть межпредметные связи, как в школьной тематике, так и между содержанием основного и дополнительного образования.

В связи с изложенными мыслями добавим — проектная деятельность учащихся получит новое место в школьной практике.

## **О НЕОБХОДИМОСТИ СОЗДАНИЯ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ МОЛОДЕЖНОЙ СЕКЦИИ ПРИ НАУЧНОМ СОВЕТЕ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК ПО ИЗУЧЕНИЮ И ОХРАНЕ КУЛЬТУРНОГО И ПРИРОДНОГО НАСЛЕДИЯ**

Л.С. Раткин<sup>1,2,3</sup>

rathkeen@bk.ru

<sup>1</sup> Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»

<sup>2</sup> ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН

<sup>3</sup> АРГМ

*В докладе рассмотрены основные направления деятельности Научного совета Российской академии наук (РАН) по изучению и охране культурного и природного наследия, отмечающего юбилей деятельности в 2019 году. Предлагается создание Аэрокосмической молодежной секции при Научном совете РАН, обсуждаются различные направления работы, перспективные проекты и участие в государственных научно-образовательных программах.*

Согласно организационной структуре РАН, в 2018 году, помимо ряда Федеральных государственных бюджетных учреждений, многих Комиссий, Комитетов, Координа-

ционных советов, Межведомственных советов и комиссий, а также организаций с другими статусами, существует 18 Научных советов. Аэрокосмическая тематика по отраслевым направлениям распределена между Научным советом РАН по проблеме «Координатно-временное и навигационное обеспечение», Научным советом РАН «История мировой культуры», Научным советом РАН по астробиологии, Научным советом РАН по выставкам, Научным советом РАН по горению и взрыву, Научным советом РАН по изучению Арктики и Антарктики, Научным советом РАН по изучению и охране культурного и природного наследия, Научным советом РАН по комплексной проблеме «Радиофизические методы исследования морей и океанов», Научным советом РАН по комплексной проблеме «Гидрофизика», Научным советом РАН по комплексной проблеме «История Российской академии наук», Научным советом РАН по материалам и наноматериалам, Научным советом РАН по метрологическому обеспечению и стандартизации, Научным советом РАН по проблемам военной истории, Научным советом РАН по проблемам защиты конкуренции, Научным советом РАН по проблемам Мирового океана и Научным советом РАН по проблемам экологии и чрезвычайным ситуациям, Научным советом РАН по комплексным проблемам евразийской экономической интеграции, модернизации, конкурентоспособности и устойчивому развитию и Научным советом РАН по комплексным проблемам этничности и межнациональных отношений.

Сопредседателями Научного совета РАН по изучению и охране культурного и природного наследия в 2018 году являются:

– академик РАН Челышев Е.П. — член Научного совета РАН по проблемам военной истории [1];

– академик РАН Черешнев В.А., депутат Государственной Думы ФС РФ V и VI созывов, Председатель комитета на науке и наукоемким технологиям с 2007 по 2016 годы [2].

Членами Научного совета РАН по изучению и охране культурного и природного наследия являются советник Президента РФ академик РАН Глазьев С.Ю. [3], митрополит Иларион [4] и многие другие известные ученые и общественные деятели. До октября 2018 года обязанности ученого секретаря Научного совета РАН по изучению и охране культурного и природного наследия исполнял известный индийский и российский ученый Вафа А.Х. С октября 2018 года решением Президиума РАН ученым секретарем Научного совета РАН по изучению и охране культурного и природного наследия назначен Раткин Л.С.

С 2019 года Научный совет РАН по изучению и охране культурного и природного наследия планирует расширить взаимодействие с научно-образовательными и другими организациями. В числе мер, направленных на повышение уровня сотрудничества Научного совета РАН по изучению и охране культурного и природного наследия с российскими и международными государственными и общественными объединениями — создание Аэрокосмической молодежной секции при Научном совете РАН. В докладе предложены различные направления сотрудничества, перспективные проекты и участие в государственных научно-образовательных программах.

### Литература

- [1] Челышев Е.П. О фундаментальной науке и высшей школе // *Пространство и время*. 2012. № 4 (10). С. 12–17.
- [2] Черешнев В.А. Наука Урала: все для фронта, все для Победы // *Вестник Российской академии наук*. 2005. Т. 75, № 11. С. 983–993.
- [3] Глазьев С.Ю. О международной инициативе России по разработке системы защиты Земли от космических угроз // *Устойчивое инновационное развитие: проектирование и управление*. 2014. Т. 10, № 1. С. 37–42.
- [4] Иларион, митрополит Волоколамский. Новый этап развития сотрудничества // *Государственная служба*. 2014. № 6 (92). С. 78–81.

## **К 75-ЛЕТИЮ ВЕЛИКОЙ ПОБЕДЫ: ПАТРИОТИЧЕСКОЕ ВОСПИТАНИЕ МОЛОДЕЖИ И ПРЕЕМСТВЕННОСТЬ ТРАДИЦИЙ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ НАУЧНЫХ ШКОЛ НА ПРИМЕРЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ С СОВЕТОМ ВЕТЕРАНОВ ВЕЛИКОЙ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ВОЙНЫ ПРИ ПРЕЗИДИУМЕ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК**

Л.С. Раткин<sup>1,2,3</sup>

rathkeen@bk.ru

<sup>1</sup> Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»

<sup>2</sup> ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН

<sup>3</sup> АРГМ

*Более 20 лет в Российской академии наук (РАН) успешно функционирует Совет Ветеранов Великой Отечественной войны. В канун 75-летия Великой Победы Совет Ветеранов Великой Отечественной войны усиливает деятельность по взаимодействию с научно-образовательным сообществом, уделяя особое внимание патриотическому воспитанию молодежи и преемственности традиций отечественных, в частности, аэрокосмических научных школ.*

Совет Ветеранов Великой Отечественной войны РАН включает академиков РАН — участников боевых действий 1941-1945 годов. Председателем Совета Ветеранов Великой Отечественной войны РАН является член Научного совета РАН по проблемам военной истории академик РАН Челышев Е.П. [1], воевавший под Смоленском, на Западном и Калининском фронте, Северном Кавказе, в Сталинграде, Белоруссии и Литве. Евгений Петрович много лет возглавлял Общество советско-индийской и российско-индийской дружбы, и в частности, содействовал развитию совместных проектов двух стран в космической сфере: в рамках советской программы «Интеркосмос» с 3 по 11 апреля 1984 года на космическом корабле «Союз Т-11» совершил полет (как космонавт-исследователь) первый индийский космонавт Ракеш Шарма в составе экипажа, в котором командиром корабля был Юрий Васильевич Малышев, бортинженером — Геннадий Михайлович Стрекалов. В дублирующем составе командиром экипажа был Анатолий Иванович Березовой, бортинженером — Георгий Михайлович Гречко, космонавтом исследователем — Равиш Мальхотра (Индия).

Заместитель председателя Совета Ветеранов Великой Отечественной войны РАН — академик РАН, вице-адмирал Саркисов А.А. [2], воевавший в Карельском фронте и участвовавший в боях за освобождение Советского Заполярья и Норвегии. Ашот Аракелович — автор 17 изобретений и более 200 научных трудов, Председатель Экспертного совета Высшей аттестационной комиссии (ВАК) РФ.

В РАН есть и другие ученые старше 90 лет, принимавшие участие в укреплении обороноспособности государства и усилении отечественного космического потенциала: например, 27 ноября 2018 года российская и зарубежная научная общественность отметит столетие со дня рождения академика АН СССР, РАН и Национальной академии наук Украины, президента Международной ассоциации государственных академий наук Патона Б.Е. Борис Евгеньевич [3] удостоен Золотой медали имени С.П.Королёва РАН в 2003 году за совокупность работ «Разработка и внедрение наукоемких космических технологий по созданию трансформируемых крупногабаритных конструкций, отработке уникальных методик и средств проведения ремонтно-восстановительных работ на орбитальных пилотируемых станциях методами сварки, пайки, резки и нанесения покрытий».

В связи с предстоящим празднованием 75-летия Великой Победы ученым секретарем Совета ветеранов Великой Отечественной войны в РАН назначен Раткин Л.С. [4]. В РАН ведется активная подготовка к юбилею, готовится множество мероприятий с участием членов РАН, которые будут проходить как до мая 2020 года, так и после. Совет ветеранов Великой Отечественной войны совместно с другими компонентами организационной структуры РАН формирует список первоочередных трудов, подлежащих переизданию, среди которых особое место занимает 12-томная энциклопедия «Великая Отечественная война 1941-1945 годов». Многие мероприятия предполагают участие молодых ученых (например, студентов, аспирантов) и ориентированы на патриотическое воспитание молодежи и развитие преемственности традиций отечественных научных школ, в частности, в аэрокосмической сфере. В докладе предлагается к обсуждению план мероприятий на 2019 год.

### Литература

- [1] 65-я годовщина освобождения Белоруссии от немецко-фашистских захватчиков: история и современность // Материалы научно-практической конференции под редакцией академика Е.П. Чельшева. 2010.
- [2] Плюшкин К.В., Саркисов А.А., Владсов Д.В., Дианов В.Н. Применением кода Вьюшкова-Дианова для интеллектуальной диагностики сбоев исполнительных механизмов // Электроника и электрооборудование транспорта. 2005. № 2. С. 42–45.
- [3] Патон Б.Е. В.Ф.Уткин — конструктор, ученый, человек // Космонавтика и ракетостроение. 2003. № 3 (32). С. 80–83.
- [4] Раткин Л.С. О молодых ученых, развитии научно-образовательной инфраструктуры России и восстановлении традиций преемственности научных школ // Вестник Московского государственного открытого университета. Сер. Общественно-политические и гуманитарные науки. 2011. № 4. С. 66–68.

## О РЕАЛИЗАЦИИ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО ПРОЕКТА «ИНЖЕНЕРНЫЙ КЛАСС В МОСКОВСКОЙ ШКОЛЕ»

**В.И. Майорова**  
**Л.В. Волосатова**  
**Д.А. Кириевский**  
**А.А. Мокаева**

ysc@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В докладе представлены результаты цикла метапредметных практических занятий для школьников по аэрокосмическому направлению образовательного проекта «Инженерный класс в московской школе», проводимого под эгидой Департамента образования г. Москвы.*

Часть российских предприятий и вузов все еще исходят из представления, что для воспитания профессионального инженера достаточно адаптации вузовских программ под потребности предприятий, нуждающихся в инженерных кадрах [1, 2]. Результатом такого подхода является «недоученность» выпускников вузов до требуемого уровня. Отечественные эксперты считают, что горизонт воспитания инженера составляет примерно семь лет, из чего следует, что начало этому воспитанию должно быть положено уже в школе. Открытие инженерных классов и активная позиция вузов — участников проекта в построении эффективного взаимодействия с профильными школами и вне-

дрении отдельных форм инженерной подготовки уже начиная со старших классов, отвечают этой потребности.

Образовательный проект «Инженерный класс в московской школе» стартовал в России в сентябре 2015 года [3]. Он объединяет усилия учителей московских школ, открывших инженерные классы, ресурсы всех сетевых учреждений Департамента образования города Москвы и лучших специалистов университетов и является эффективным образовательным инструментом, мотивирующим школьника качественно освоить естественно-научный цикл дисциплин и выбрать будущую специальность, связанную с изучением дисциплин естественно-научного цикла.

Российский стандарт среднего общего образования предполагает, что в 9–11 классах в условиях профильного обучения могут быть реализованы программы профессионального обучения, обеспечивающие возможность осознанного выбора будущей профессии.

Вся работа в рамках проекта «Инженерный класс в московской школе» направлена на разработку технологий повышения качества образования, стимулирование увеличения доли практической, проектной и исследовательской деятельности в учебном времени обучающихся, передачу опыта преподавания учебных предметов и межпредметных дисциплин [4].

Цель проекта:

Создание среды непрерывного образования «школа–вуз–предприятие»

с целью повышения качества образования, интереса и мотивации учащихся и обеспечения конкурентоспособности:

- школы в борьбе за лучших учеников;
- вуза в борьбе за лучших абитуриентов;
- бизнеса в борьбе за лучших сотрудников.

Задачи проекта:

- углубленное изучение точных наук;
- формирование программ изучения основ инженерных дисциплин;
- отработка механизмов взаимодействия «школа–вуз–предприятие»;
- отбор лучших и заинтересованных для «карьерного лифта»;
- сопровождение учащихся по цепочке «школа–вуз–предприятие»;
- отработка и реализация новых форм, методов обучения и внеклассной работы.

В рамках мероприятий городского образовательного проекта «Инженерный класс в московской школе» при поддержке Департамента образования города Москвы за последние три года для учащихся профильных школ МГТУ им. Н.Э. Баумана и инженерных классов создана интеллектуальная развивающая среда профильного инженерно-технического обучения — «Бауманская школа будущих инженеров», в которой будущие инженеры имеют возможность получить дополнительные знания и на практике попробовать свои силы в различных перспективных направлениях инженерной деятельности [5, 6]:

2016 год — «Бауманская школа будущих инженеров – 1»;

2017 год — «Бауманская школа будущих инженеров – 2»;

2018 год — «Бауманская школа будущих инженеров – 3».

Цикл программ дополнительного образования школьников «Бауманская школа будущих инженеров» проводится в различных форматах: лекции ведущих ученых, инженерные практики, мастер-классы, научно-практические семинары, кейс-обучение и др.

Особый интерес школьники проявляют к обучению космической технике и технологиям. В связи с этим в МГТУ им. Н.Э. Баумана на базе существующего Учебно-научного молодежного космического центра разрабатывается много различных образовательных инструментов [7–10]. При этом активно используется оборудование университетского Центра управления полетами малых космических аппаратов, Центра дистанционного зондирования Земли, лаборатории перспективных космических

технологий. Российский сегмент Международной космической станции является также уникальной лабораторией, находящейся в реальных условиях космического пространства. В декабре 2012 года Федеральным космическим агентством Российской Федерации была утверждена Долгосрочная программа научно-прикладных исследований и экспериментов, планируемых на Российском сегменте МКС [11]. В рамках этой программы в разделе «Образование и популяризация космических исследований» предусмотрено проведение образовательных космических экспериментов на борту РС МКС. Эта инициатива ориентирована как на поддержку и развитие творческих способностей талантливой молодежи, так и на разработку и внедрение новых образовательных стандартов, в первую очередь, в области использования результатов космической деятельности. Программа позволяет разрабатывать и проводить на борту РС МКС образовательные эксперименты с участием школьников и студентов с целью наглядной демонстрации и изучения особенностей и свойств физических процессов и явлений в околоземном космическом пространстве, природных явлений и деятельности живых организмов. В рамках программы школьники и студенты имеют возможность участвовать как в процессе проектирования, создания и отработки, так и эксплуатации космической техники: приеме и обработке информации о работе бортовых систем космического аппарата, научного и экспериментального оборудования, аппаратуры наблюдения Земли из космоса [12, 13].

В качестве примера в работе рассмотрена разработанная авторами программа «Основы проектирования межпланетного экспериментального комплекса для перелета к исследуемой планете», рассчитанная на 22 часа обучения и включающая в себя основы проектирования с использованием программного комплекса SolidWorks, межпланетного перелетного комплекса и робота-ровера для изучения исследуемой планеты, а также расчеты межпланетных перелетов.

Выполнение школьниками проектов на университетских площадках под руководством опытных преподавателей и научных работников высшей школы — эффективная форма повышения качества изучения дисциплин естественнонаучного цикла и повышения интереса к инженерным профессиям. К услугам школьника, выполняющего проект — и разнообразное оборудование, и научный опыт руководителя, позволяющий поставить действительно актуальную и перспективную задачу, и возможность дальнейшего продвижения выполненной разработки, если она этого заслуживает. Данный уровень обучения отвечает современным представлениям о проектно-исследовательской деятельности учащихся инженерных классов и играет важную роль в деле возрождения инженерной профессии. Формирование групп школьников, участвующих в выполнении конкретных проектов на базе университетских площадок, а в последующем, на конкретных предприятиях, представляющих наукоемкие и инновационные секторы промышленности, несомненно является прорывным шагом вперед в развитии проектно-исследовательской деятельности. Такой подход дает максимальную степень погружения будущих инженеров в профессию, обеспечивает прикладное значение их работе, а также намечает перспективу внедрения выполненных разработок в практику. Мотивация учащихся в такой модели обучения достигает наивысшего уровня. Образовательный проект «Инженерный класс в московской школе» может быть реализован на образовательных платформах разных стран с целью продвижения образования в направлении изучения естественно-научного цикла дисциплин и пополнения резерва ученых, инженеров и математиков, которые будут развивать новые технологии и вести исследования космоса в будущем.

#### Литература

- [1] Смирнова Г.А. Как воспитать инженера // Школьная педагогика. 2015. № 1. С. 38–41. URL: <https://moluch.ru/th/2/archive/2/95/> (дата обращения 06.12.2018).

- [2] Валуев Д.В., Хатькова С.В., Серикбол А.С. О подготовке инженерных кадров в России // Современные проблемы науки и образования. 2014. № 2. URL: <http://science-education.ru/ru/article/view?id=12852> (дата обращения 06.12.2018).
- [3] Реализация проекта «Инженерный класс в московской школе». URL: [http://gym1506.mskobr.ru/files/Documents/EngineerClass/Vasileva\\_engineer\\_class.pdf](http://gym1506.mskobr.ru/files/Documents/EngineerClass/Vasileva_engineer_class.pdf) (дата обращения 12.12.2018).
- [4] <https://docplayer.ru/60494939-Proekt-inzhenernyy-klass-v-moskovskoy-shkole-uchebnyy-god.html> (дата обращения 06.12.2018).
- [5] Бауманская школа будущих инженеров. URL: <http://www.bmstu.ru/mstu/news/?newsid=5202> (дата обращения 06.12.2018).
- [6] Программа «Бауманская школа будущих инженеров-3. URL: <http://profil.mos.ru/inj/povosti/1024-programma-baumanskaya-shkola-budushchikh-inzhenerov-3.html> (дата обращения 06.12.2018).
- [7] Mayorova V.I. Concept of using innovative-educational university centers of space services as an innovation for space education. Proceedings of the International Astronautical Congress, "63rd International Astronautical Congress 2012, IAC 2012". 2012. P. 10045–10049.
- [8] Mayorova V.I., Grishko D.A., Leonov V.V. New educational tools to encourage high-school students' activity in STEM // Advances in Space Research, in press, DOI: 10.1016/j.asr.2017.07.037. URL: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0273117717305471> (дата обращения 06.12.2018).
- [9] Mayorova V. Integration of educational and scientific-technological areas during the process of education of aerospace engineers/ — Acta Astronautica. 2011. T. 69. № 7-8. С. 737-743.
- [10] Mayorova V., Mayorov K. Earth remote sensing as an effective tool for the development of advanced innovative educational technologies. Acta Astronautica. 2009. Vol. 65, no 9–10. P. 1393–1396. URL: <http://elibrary.ru/item.asp?id=15298858> (дата обращения 06.12.2018).
- [11] Координационный научно-технический совет по программам научно-прикладных исследований на пилотируемых космических комплексах. URL: <http://knts.tsiimash.ru/ru/src/Files/dp.pdf> (дата обращения 06.12.2018).
- [12] Mayorova V.I., Samburov S.N., Zhdanovich O.V., Strashinsky V.A. Utilization Of The International Space Station For Education And Popularization Of Space Research. Acta Astronautica AA 4978, 12 Feb 2014. URL: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576514000447> (дата обращения 06.12.2018).
- [13] Mayorova V.I., Leonov V.V., Grishko D.A. Organizational Principles and Methodology of Using Space Remote Sensing Data in Innovative Education // Proc. 66th International Astronautical Congress (IAC-15). Jerusalem, 2015. P. 1–5.

## **ОПЫТ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОГРАММ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ОБРАЗОВАНИЯ НА БАЗЕ ДВОРЦА ДЕТСКОГО (ЮНОШЕСКОГО) ТВОРЧЕСТВА Г. НОВОМОСКОВСКА ТУЛЬСКОЙ ОБЛАСТИ**

**Н.В. Николаева**

[natasha071rus@mail.ru](mailto:natasha071rus@mail.ru)

*В работе представлен многолетний положительный опыт реализации программ аэрокосмического образования на базе Дворца детского (юношеского) творчества г. Новомосковска Тульской области.*

Система аэрокосмического образования в г. Новомосковске сложилась более 30 лет назад по инициативе основателя Лаборатории радио и аэрокосмического конструирования имени А.В. Володина МБУ ДО «ДДЮТ» Марачева Виктора Матвеевича.

По его глубокому убеждению, интерес ребенка к познанию и творчеству необходимо развивать с дошкольного возраста, тогда детское увлечение он перенесет на все свои занятия, образование и в дальнейшую взрослую жизнь.

Практика подтвердила правоту Виктора Матвеевича. Несколько поколений дошкольников пришли на занятия в коллективы технической направленности Дворца.

Главной целью работы является пропаганда технического и научно-исследовательского творчества среди учащихся образовательных учреждений города Новомосковска.

Задачи:

- создание целостного дополнительного образовательного пространства, направленного на интеллектуальное и творческое развитие детей;
- содействие воспитанию, интеллектуальному развитию, физическому совершенствованию детей через организацию мероприятий технической направленности;
- осуществление координационной деятельности, направленной на взаимодействие с другими образовательными организациями, государственными и общественными организациями в целях совершенствования научно-технического творчества;
- создание развивающей среды для стимулирования творческой активности ребенка и развития его способностей в области технической и научно-исследовательской деятельности.

Дошкольное аэрокосмическое образование развивается с 1993 года. В 8 детских садах города Новомосковска разработана дополнительная общеразвивающая программа, в основе которой лежат понятия об окружающем мире, природе нашей планеты, ее ближайших соседей во вселенной — Луне, планетах Солнечной системы, звездах. На занятиях дети изучают космос, рассматривают фото и видеоматериалы о звездах и созвездиях, исследуют окружающую их природу.

Дважды в год в ДДЮТ проходят Городские аэрокосмические фестивали для детей дошкольного возраста, которые предваряют совещания педагогов ДОУ, работающих в аэрокосмическом образовании.

Традиционно фестиваль, посвященный Дню запуска 1 искусственного спутника Земли, проводится в октябре в форме спортивно-игрового праздника.

В апреле фестиваль посвящен Дню космонавтики. Дошкольники готовят выставку поделок, выполненную совместно с родителями и педагогами, и творческие номера космической тематики. Игровая программа проходит в форме творческих заданий.

Для обучающихся начальной школы и средних классов проводятся выставки работ обучающихся объединений технического творчества МБУ ДО «ДДЮТ» и экскурсии в Лабораторию. С целью воспитания чувства патриотизма, изучения истории нашей страны, проводятся такие мероприятия, как «Бессмертная эскадрилья — самолеты победы», «Беляевские чтения». В марте проводится Открытое первенство МБУ ДО «ДДЮТ» среди радиоуправляемых моделей аэроглиссеров на воздушной подушке для закрытых помещений, посвященных памяти выпускника капитана III ранга А.В. Володина, погибшего на подводной лодке «Комсомолец», чье имя носит Лаборатория.

В дни осенних каникул для школьников города проводится «Выездная академия космического образования (ВАКО)» на базе профильного городского лагеря детских общественных объединений. В рамках Академии проходят занятия по изучению космического пространства, просмотр фильмов о космонавтах, встреча с летчиком-космонавтом РФ, Героем России А.И. Лазуткиным, космонавтом-испытателем, выпускником ДДЮТ 1999 года Н.В. Тихоновым, сотрудником ФГБУ НИИ «Центр подготовки космонавтов», выпускником 1998 года М.А. Зайцевым.

На базе МБОУ «СОШ № 5» с 2014 года реализуется авторская дополнительная общеразвивающая программа летчика-космонавта РФ, Героя России А.И. Лазуткина «Планета ИКС», в рамках которой школьники изучают себя и свою планету, применяя на практике знания, полученные в школе.

Для обучающихся старших классов организовывается большое количество встреч с преподавателями технических вузов — МГТУ им. Н.Э. Баумана, МАИ, РУДН, ТулГУ, выезды в вузы, музеи и на предприятия авиационно-космической отрасли.

В Лаборатории постоянно организуются встречи с выпускниками, которые рассказывают о том, какую роль сыграли занятия в их жизни, и о своем пути в техническую профессию.

Выпускник 1998 года Максим Алексеевич Зайцев сейчас работает в ФГБУ НИИ «Центр подготовки космонавтов» (Звездный городок, Московская область). На встречах с ребятами Максим Алексеевич рассказывает не только о подготовке космонавтов к выходу в открытый космос, которой он непосредственно занимается, но и о космических полетах, фильмах и книгах об освоении космоса, что пробуждает неподдельный интерес и к профессии Максима Алексеевича, и к космическим исследованиям. Сейчас на 5 курсе МГТУ им. Н.Э. Баумана по той же специальности «Подводные роботы и аппараты» учится выпускник 2014 года Гавриков Алексей.

Многие интересные факты о жизни и работе российских космонавтов узнали ребята от выпускника 1999 года космонавта-испытателя Николая Владимировича Тихонова, который проходит подготовку к космическому полету. Все желающие смогли примерить настоящий скафандр и почувствовать себя космическим путешественником.

Выпускник 2000 года Дмитрий Валерьевич Холод в настоящее время работает в должности старшего инженера цеха периодического обслуживания воздушных судов в организации по техническому обслуживанию самолетов «А-техникс» (г. Москва). Дмитрий Валерьевич рассказал о практике предполетной подготовки самолетов, их испытаниях и возможностях.

Как только в МГТУ им. Н.Э. Баумана был создан научно-образовательный центр «Композиты России», Шиминова Юлия, выпускница объединения 2010 года, организовала его посещение для обучающихся родной Лаборатории. Знания, которые ребята получили в ходе лекций-экскурсий легли в основу новых технических проектов и способствовали повышению интереса к направлению «Композитные материалы в космонавтике». В настоящее время по стопам Юли на кафедру «Ракетно-космические композитные конструкции» поступила выпускница 2017 года Горбунова Кристина.

Студенты МГТУ им. Н.Э. Баумана, МАИ, РУДН, Тульского государственного университета принимают самое деятельное участие в организации поездок обучающимся объединения для знакомства с университетами. Их рассказы о занятиях, преподавателях, лабораториях, поездках и конференциях пробуждают в школьниках стремление учиться в техническом вузе.

Многие выпускники, пройдя школу занятий в ДКБ и участия в различных конкурсных мероприятиях, с большой активностью включают в их подготовку для сегодняшних школьников. Для организации Всероссийской олимпиады «Шаг в будущее. Космонавтика» в качестве кураторов секций в течение 5 лет стали 7 студентов МГТУ им. Н.Э. Баумана. В декабре 2017 года после длительного перерыва прошел Всероссийский конкурс «Космос». Инициатором возрождения конкурса и председателем его оргкомитета стал Максим Зайцев, пригласив в помощь выпускников Дворца разных лет.

Работа по профессиональному самоопределению обучающихся в Лаборатории — не пустые слова. Более 90 % выпускников выбирают для обучения технические вузы. За последние 6 лет 30 человек стали студентами МАИ, РУДН, МИИТ, МЭИ, ТулГУ, 14 из них успешно обучаются в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Правильный выбор профессии и нацеленная на это профориентация важны не только с позиции определения жизненных планов конкретного человека, но и с точки зрения развития общества в целом, поэтому помощь в выборе профессии — одна из приоритетных функций нашей работы.

## **ИНТЕГРАЦИЯ ОСНОВНОГО И ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ПРЕДПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ИНЖЕНЕРНОГО ОБРАЗОВАНИЯ В ТЕЧЕНИЕ УЧЕБНОГО ГОДА В МДЦ «АРТЕК»**

**В.В. Леонов**  
**Е.Г. Буркова**

lv-05@mail.ru  
burkelen@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В работе рассматриваются вопросы интеграции программ предпрофессионального инженерного и основного школьного образования при проведении учебных занятий в загородных детских лагерях в период смен, приходящихся на учебный год. Освещены основные задачи изучения предметов школьной программы в этих условиях и пути их решения. В частности, описаны особенности проведения занятий в формате «сетевых образовательных модулей».*

Сотрудники МГТУ им. Н.Э. Баумана, начиная с 2016 года успешно реализовывают ряд учебно-образовательных программ дополнительного предпрофессионального инженерного образования на базе Международного детского центра (МДЦ) «Артек». Программы представляют собой набор объединенных в комплекс учебных модулей научно-инженерной направленности [1], которые удалось гармонично вписать в летнюю смену детского оздоровительного лагеря, включающую, кроме научно-образовательной составляющей еще и отдых на берегу моря и социально-культурные мероприятия.

В 2018 году поступило предложение поучаствовать также в реализации зимней смены, т.к. МДЦ «Артек», как и еще небольшой ряд детских загородных лагерей, функционирует круглогодично. Перед круглогодичными лагерями дополнительно ставится довольно сложная задача — гармонично встроить, кроме программ дополнительного образования, также и программу основного школьного образования в насыщенную жизнь оздоровительного детского лагеря в неканулярный период. Это необходимо, чтобы приезжающие туда учащиеся во время смены имели возможность изучать школьную программу наравне с их сверстниками. Таким образом, помимо реализации уже ранее апробированных в летний период программ перед сотрудниками была поставлена дополнительная задача — интеграция элементов предпрофессионального инженерного образования в основную школьную образовательную программу. В качестве формата было предложено рассмотреть так называемые «Сетевые образовательные модули» [2].

Данная форма занятий предполагает выделение отдельной темы предметной образовательной области (физики, математики, информатики), соответствующей школьной программе, и после небольшой теоретической подготовки изучение ее практического инженерного аспекта, и решения задач прикладной направленности.

Таким образом, проведение занятий в виде сетевых образовательных модулей является наиболее рациональной формой работы в условиях насыщенной жизни загородного детского лагеря. На изучение школьных предметов отводится меньшее количество часов, чем в обычной школе, чтобы учащиеся успевали участвовать в других социально-культурных мероприятиях. В то же время подростки приезжают с разных концов страны и часто обучаются по разным программам, поэтому уровень подготовки у них может значительно отличаться. С учетом всего выше сказанного существенно изменяются цели и задачи изучения школьной программы. На первое место выходят задачи расширения кругозора в рамках данной предметной области, знакомство с возможностями практического применения школьных теоретических знаний и профориентационная работа.

На основе такого подхода были разработаны два модуля, связанные с образовательной областью «физика»:

1. Электрический ток. Закон Ома. Соединение проводников (8 класс)
2. Магнитное поле. Электромагнитная индукция (9 класс)

Занятия проводили одновременно два преподавателя с базовым инженерным и базовым физическим образованием соответственно. Это позволило в течение двух академических часов дать теоретические основы выбранной образовательной области в виде, адаптированном для школьников, но отличающемся от обычной школьной подачи материала, и познакомить учащихся на практике с прикладными аспектами получаемых знаний. На уроках ребята разбивались на подгруппы и под руководством двух преподавателей работали в условиях, приближенных к научно-учебным мини-лабораториям, используя современные лабораторные измерительные комплексы и собирая простейшие электронные устройства. В результате занятия школьники самостоятельно из эксперимента, а не из теоретических предпосылок, узнают, например, о постоянстве силы тока в последовательной цепи и напряжения в параллельной.

Ценно, что у школьников происходит прямой диалог с представителем инженерной профессии и представителем научной образовательной области. При такой организации учебного процесса создаются образовательные ситуации, в которых необходимо использовать различные виды интеллектуальной деятельности. Это позволяет интегрировать научно-техническую подготовку школьников с элементами инженерно-конструкторской и исследовательской деятельности.

#### Литература

- [1] Leonov V., Burkova E. Space oriented scientific and educational programme in the field of basic engineering at children's summer camp // Proc. of the 68th International Astronautical Congress. 2017. Vol. 3. P. 1721–1727.
- [2] Сетевой образовательный модуль как интегрированный формат организации образовательного процесса. АртекФорум. URL: [http://www.artekforum.ru/data/doc/chto\\_takoe\\_som.pdf](http://www.artekforum.ru/data/doc/chto_takoe_som.pdf) (дата обращения 02.10.2018).

## ЗНАЧЕНИЕ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ОБРАЗОВАНИЯ В ОБЩЕОБРАЗОВАТЕЛЬНОЙ ШКОЛЕ

**Т.И. Буркова**

[fisik62@mail.ru](mailto:fisik62@mail.ru)

МОУ «СОШ № 21», Подольск, Московская обл.

*В работе показано значение аэрокосмического образования в школе на примере организации научно-технического творчества учащихся МОУ «Средняя общеобразовательная школа № 21» г. Подольска Московской области с использованием университетских образовательных площадок.*

Цель образования сегодня — создание условий для развития и саморазвития обучающихся, воспитания у них способности принимать самостоятельные решения. Сегодня в нашей стране происходят изменения во всех сферах общества: формируется общественное сознание, пересматривается система ценностей.

Треть населения России обучается и обучает. Трудно переоценить значение образования, значение его реформирования, так как цели, содержание образования, степень его влияния на всех участников образовательного процесса определяют настоящее и будущее общества России!

Аэрокосмическое образование школьников дает большой потенциал для приобщения обучающихся к науке, мотивации их к дальнейшему успешному обучению и процессу познания окружающего мира. Аэрокосмическая отрасль наглядно демонстрирует результаты научно-технического прогресса общества, его влияние на жизнь человека.

Уникальность, значимость и масштабность аэрокосмической деятельности направляет многих школьников к стремлению познать суть технических процессов. Этот интерес может развить мотивацию к учебной деятельности, но не только в аэрокосмическом направлении, но и в фундаментальных науках, главное место среди которых занимает физика.

Получение детьми аэрокосмических знаний должно базироваться на стремлении связать знания аэрокосмические с базовыми школьными знаниями. Важно показать и обосновать их связь, сформировать у детей мотивацию овладения физическими знаниями с целью понимания происходящих процессов в природе и технике.

В работе автор показывает значение аэрокосмического образования в школе на примере организации научно-технического творчества учащихся МОУ «Средняя общеобразовательная школа № 21» г. Подольска Московской области с использованием университетских образовательных площадок, которые дают возможность проводить научные исследования под руководством профессорско-преподавательского состава в Научно-образовательных центрах и лабораториях Университета. В частности, в работе приведены результаты творческого сотрудничества школы с МГТУ им. Н.Э. Баумана. Ежегодно итогом такой работы в аэрокосмическом направлении является, в первую очередь, участие во Всероссийской олимпиаде школьников «Шаг в будущее». За последние годы в олимпиаде «Шаг в будущее» по направлению «Космонавтика» приняло участие 124 школьника, из них 49 % стали призерами и победителями олимпиады, а лучшие участники получили путевку в Международный центр «Артек». Призеры и победители олимпиады были зачислены в МГТУ им. Н.Э. Баумана и успешно учатся. В будущем они пополнят ряды высококвалифицированных кадров космической промышленности и создадут новую космическую технику и технологии.

## **ЛАБОРАТОРИЯ КОНСТРУИРОВАНИЯ ПИЛОТИРУЕМЫХ ОБЪЕКТОВ И УПРАВЛЕНИЯ ИМИ КАК ЭЛЕМЕНТ ИНЖЕНЕРНО-КОСМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ**

**В.Л. Перминов**

vlperminov@yandex.ru

ГБОУ СОШ №354 им. Д.М. Карбышева

*В статье анализируется влияние инженерной лаборатории на развитие развивающего потенциала на учащихся через содержание ее деятельности. Определяются цели и задачи лаборатории как многофункциональной учебно-исследовательской структуры, которая позволяет систематически и целенаправленно развивать исследовательские и конструкторские умения у старшеклассников в области пилотируемых космических объектов и управления ими, для развития технического мышления обучающихся как основы инженерных специальностей.*

Практическая направленность инженерно космического профиля в школьном образовании делает совершенно необходимым его элементом лаборатории, в которых обучающиеся осваивают умения и навыки конструирования космических объектов,

технического моделирования, овладевают умениями строить расчеты в управлении космическими объектами, не допуская ошибок, т. е. понимают значение точных вычислений, обоснования математических расчетов и их графического построения.

Цель создания лаборатории. Лаборатория конструирования пилотируемых объектов и управления ими (КПОиУИ) создается в структуре учебного плана инженерно-космического профиля (направления) в старшей школе с целью расширения и углубления содержания профориентационной деятельности обучающихся, адекватного выбора профессии (специальности) и первичной адаптации к ее условиям для обеспечения образовательной преемственности в системе «школа — вуз — профессия».

Ведущей задачей деятельности лаборатории является максимизация развивающего потенциала дополнительного образования для профессиональной ориентации и мотивации учащихся, их самопознания.

Лаборатория КПОиУИ выполняет информационно-ориентировочную, образовательно-развивающую, стимулирующую, креативную, адаптивную и практико-просветительскую функции для учащихся и их родителей в отношении профессий и специальностей инженерно-космического профиля

Лаборатория создается как многофункциональная учебно-исследовательская структура, позволяющая:

- систематически и целенаправленно развивать исследовательские и конструкторские умения у старшеклассников в области пилотируемых космических объектов и управления ими, для развития технического мышления обучающихся как основы инженерных специальностей;

- усилить связь обучения с наукой как взаимосвязь теоретических и прикладных знаний при ведущей роли фундаментальных знаний в области профильных предметов путем решения все более усложняющихся теоретических проблем и технических задач; привитие вкуса к мысленному эксперименту;

- реализовать практикоориентирующую, синтезирующую и развивающую функции научной теории, укрепляя связь обучения с жизнью расширением знаний и представлений обучающихся о специфике современного производства и новейших технологиях (электронных, информационных, цифровых), их применения в инженерно-космической области профессиональной деятельности;

- использовать межпредметные и метапредметные знания и умения в процессе обучения и в профессиональной подготовке;

- адаптироваться к конкретным условиям выбранной профессии и будущего производства;

- расширять методологическую базу овладения будущей профессии, овладевая новыми методами научного исследования;

- успешно решать задачи профессиональной ориентации, воспитания, самообразования, социализации и самореализации старшеклассников.

Плановая и систематическая работа старшеклассников в лаборатории позволяет усилить: а) практическую направленность изучения теоретической, практической и прикладной частей профильных и смежных с ними предметов, б) реализацию идей интеграции в образовании, в) активизирует процесс развития умений инженерно-космического конструирования в опережающем режиме, критичности мышления, творческого поиска креативных решений, не исключая области научной фантастики. Деятельность лаборатории является важнейшей площадкой реализации модели опережающего обучения в СОШ № 354.

Важнейшую роль в реализации цели лаборатории КПОиУИ играет содержание ее деятельности. Содержание деятельности лаборатории определяется ее целью и назначением, связью с дополнительным образованием при максимизации его развивающего потенциала, а также учитывая возрастные особенности подростков, к работе в

лаборатории КПОиУИ могут быть допущены учащиеся основной школы (7-9 классы), проявившие склонности к конструированию (диагностика, пропедевтика).

Оборудование лаборатории позволяет осуществлять следующие виды деятельности в соответствии с безопасными методиками:

- проведение учебных занятий в соответствии учебным планом и учебной программой профильных предметов, расширяя и углубляя методологическую базу овладения будущей профессии, овладевая новыми методами научного исследования (теоретическими, эмпирическими, практическими); развивать интуитивное мышление;
- конструирование моделей космической аппаратуры, пилотных средств, аналогичных реальным техническим объектам, в уменьшенном масштабе, допустимом в условиях школы;
- предварительный расчет размеров модели с математическим обоснованием как решение физической/технической задачи;
- проведение физического эксперимента в рамках учебной программы предмета или межпредметных знаний, требующего конструирования специальных приборов, установок и др.;
- проведение физико-химического эксперимента (исследование/анализ химического состава ракетного топлива с предварительными химическими расчетами, сплавов, применяемых в космическом конструировании);
- исследование уровня радиологического излучения;
- изучение (анализ) электронного смога;
- разработка управляемых траекторий полета космических объектов в зависимости от времени года;
- разработка траекторий встречи/стыковки космических объектов;
- проведение астрономических наблюдений в солнечной системе;
- разработка инженерно-космических проектов, технологий и методик, лабораторных работ).

Деятельность лаборатории КПОиУИ сертифицирована.

Метрологическая база лаборатории сертифицирована и является достаточной для проведения необходимых процедур, конструирования, измерений и проектирования (п.3) в соответствии с учебным планом инженерно-космического класса (направления). Лаборатория КПОиУИ работает в тесной взаимосвязи с другими лабораториями инженерно-космического профиля и общеобразовательными структурами (кабинетами, школьным музеем и др.)

Соблюдение требований безопасности гарантируется средствами защиты, необходимыми при проведении исследований и вне их, ведением журнала материальной базы (контроль за ее пополнением), систематическим инструктажем вновь прибывших учащихся и педагогов при осуществлении контрольных процедур (зачета по ТБ), ведением журнала инструктажа по мере развития материальной базы лаборатории.

Журнал материальной базы лаборатории содержит номенклатурное описание необходимой литературы, приборов, оборудования, препаратов, установок, вспомогательных средств, необходимых для исследований — с указанием ответственных лиц за их сохранность и безопасность. Отдельно ведется журнал объектов, сконструированных учащимися, и разработанных проектов (теоретических, прикладных), которые пополняют материальную базу лаборатории как пригодные к использованию в образовательном процессе (наглядные средства; демонстрационный материал; достижения учащихся).

Журнал инструктажа содержит перечень инструкций, подлежащих обязательному выполнению, краткое их назначение, условия применения, указания на недопустимые условия их использования (границы применимости) в соответствии с правилами ТБ во избежание рисков для жизни и здоровья окружающих, а также лабораторного оборудования.

Ответственным за лабораторию назначается лицо или группа лиц как коллективный субъект, имеющее компетентность, соответствующую его полномочиям в условиях образовательной организации, деятельность которой осуществляется в ее Уставом. Деятельность лаборатории осуществляется в соответствии с учебным планом школы, учебным планом инженерно-космического профиля, планом дополнительного образования, исследовательскими проектами комплексного проекта «Умная школа» Департамента образования города Москвы, учитывая договоры сотрудничающих с ГБОУ СОШ № 354 образовательных организаций для выполнения индивидуальных и коллективных проектов.

Разрешение на работу в лаборатории обучающийся получает при наличии плана и методики проверки качества предполагаемых исследований и соблюдения мер ТБ. Важнейшая роль лаборатории как образовательного ресурса в развитии познавательной мотивации учащихся, их интеллектуально-познавательных способностей, практической умелости.

## **НАУЧНО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫЕ СПУТНИКИ «СИРИУССАТ-1,2» НА БАЗЕ ПЛАТФОРМЫ «ОРБИКРАФТ-ПРО»**

**З.С. Жумаев**

zaynulla.zhumaev@sputnix.ru

**Р.Н. Жарких**

**В.В. Иваненко**

**А.Г. Копик**

ООО «Спутникс»

*15 августа 2018 года во время запланированной внекорабельной деятельности на МКС космонавты запустили в свободный полет собранные школьниками в ОЦ «Сириус» научно-образовательные спутники «СириусСат-1» и «СириусСат-2». Сегодня открытые данные с полезной нагрузки и телеметрию служебного борта кроме специалистов и ученых могут получить и анализировать также учащиеся космических кружков, студенческих лабораторий и радиолюбители в России и за рубежом.*

Космические аппараты были созданы на базе платформы «Орбикрафт-Про», разработанной компанией «СПУТНИКС». Недорогая полнофункциональная платформа позволяет создавать спутник формата CubeSat проще, быстрее и дешевле из-за стандартизации его подсистем, использования электроники COTS и готовых программных библиотек, а также различных учебных материалов. Это решение дает возможность научным группам или командам учащихся сосредоточиться на разработке полезной нагрузки и планировании самой миссии или образовательном процессе, а не на разработке нового космического аппарата.

Комплект «Орбикрафт-Про» представляет собой набор электронных компонент и конструктивных элементов для сборки космических аппаратов формата CubeSat. Чрезвычайно низкая стоимость по сравнению с существующими решениями для космического применения и в то же время надежность этой системы позволяют из данного продукта создавать полноценные космические аппараты с ограниченным, но достаточным для выполнения научно-образовательных задач гарантированным сроком службы.

Летом 2017 года в учебный центр «Сириус» в Сочи был предоставлен комплект «Орбикрафт-Про 1U» для разработки первого российского школьного спутника. Результатом усилий стала космическая миссия аппаратов «СириусСат-1» и «СириусСат-2» [1], базирующихся на инженерной модели CubeSat 1U.

Спутники и полезная нагрузка были собраны школьниками совместно со специалистами. Учащиеся также принимали активное участие в испытаниях и подготовке к запуску космических аппаратов.

Миссия была включена в программу бесплатных образовательных запусков ГК «Роскосмос». Научно-образовательные наноспутники были доставлены на МКС в июле 2018 года.

Полезной нагрузкой спутников «СириусСат» служит разработанный в НИИ ядерной физики МГУ и созданный совместно НИИЯФ МГУ и компанией «СПУТНИКС» сцинтилляционный спектрометр — детектор заряженных частиц и гамма-излучения в диапазоне энергывыделений 0,3...3,0 МэВ. Данные, полученные от детекторов, полезны в исследованиях околоземного пространства и при мониторинге радиологической среды.

В настоящее время в образовательном центре «Сириус» продолжается работа над созданием следующих аппаратов серии «СириусСат». Группировка из нескольких запущенных в космос подобных научно-образовательных КА и сеть наземных станций позволит ученым и специалистам наблюдать в режиме реального времени состояние «космической погоды» на низкой орбите одновременно в разных частях околоземного пространства.

#### Литература

[1] Учебный центр «Сириус», «Фонд талант и успех». Сочи, 2017. С. 32–34.

## **ВЫЕЗДНЫЕ ЭКСПЕДИЦИИ В ОБСЕРВАТОРИИ И НАУЧНЫЕ ЦЕНТРЫ РОССИИ МЕЖШКОЛЬНОГО ЦЕНТРА ИЗУЧЕНИЯ АСТРОНОМИИ (МШЦИА) 1874**

**Т.В. Балебанова**

[btv-2@yandex.ru](mailto:btv-2@yandex.ru)

**О.А. Клеменова**

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

ГБОУ «Школа № 1874» г. Москвы

*В работе обосновывается актуальность новой формы работы над проектами «Выездные экспедиции в обсерватории и научные центры России», созданного в рамках работы Межшкольного центра изучения астрономии (МШЦИА) 1874, раскрываются этапы осуществления проекта, представлены результаты и выводы, а также ожидаемые авторами перспективы.*

В федеральных государственных образовательных стандартах основной результат образования рассматривается на основе системно-деятельностного подхода, предполагающего достижение учащимися новых уровней развития с помощью освоения ими как универсальных способов действий, так и способов, специфических для изучаемых предметов [3]. Реализация этой особенности в образовательном процессе требует его новой организации, одна из форм которой проектная деятельность учащихся.

На базе ГБОУ «Школа № 1874» СЗАО г. Москвы совместно с институтом космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН) пятый год реализуется инновационный проект «Выездные экспедиции в обсерватории и научные центры России» в рамках школьной экспериментальной площадки «Межшкольный центр изучения астрономии (МШЦИА)».

Основными целями проекта являются:

– формирование и развитие личности учащегося, умеющей владеть информационными технологиями, заботиться о своем здоровье, вступать в коммуникацию, решать проблемы [2];

– повышение уровня образования школьников, вовлечение их в научную деятельность;

– воспитание патриотов России, обладающих высокой нравственностью и проявляющих национальную и религиозную терпимость, уважительное отношение к языкам, традициям и культуре других народов

«Выездные экспедиции в обсерватории и научные центры России Межшкольного центра изучения астрономии (МШЦИА) 1874» является новым, доступный многим методом по развитию проектной деятельности, в ходе которых учащиеся основывают свою деятельность не только на теоретических знаниях ученых, но и на собственных наблюдениях, экспериментах, практической деятельности, полученных фото- и видео- материалах. В ходе работы над экспедиционными проектами действительно происходит формирование личностных качеств, умений и навыков школьников (исследовательских, информационных, кооперативных, коммуникативных, презентационных, рефлексивных) вместо работы над искусственной внешней «красотой» проекта [1]. Благодаря проекту, формируется определенная культура проектирования и вовлекается в нее все большее количество участников.

В начале учебного года осуществляется определение направления поездки (регион РФ), осуществляется выбор научных учреждений, с которыми устанавливается связь и предварительные договоренности о направлениях работы со школьниками (лекции, практические занятия, показ научных объектов). Затем изучается история соответствующего региона, его достопримечательности и формируется примерный план поездки. На основе этого плана решаются правовые и экономические составляющие проекта (определение финансирования, подписание договоров). Полученные результаты доводятся до сведения учащихся и их родителей, формируется численный состав экспедиции. Затем проводятся организационные собрания.

За несколько недель до поездки каждый участник экспедиции выбирает тему проекта и начинает ее разработку. Причем предлагаемые темы охватывают различные предметные области от физики и астрономии до литературы и искусства. Первоначально проводится установочный семинар по темам, определяются планы работы, руководители проектов, затем, уже в рамках экспедиции, проходят семинары по обмену опытом.

В экспедиции набирается материал по теме (фотографии, беседы с учеными, местными жителями, участие в мастер-классах, знакомство с устройством и особенностями телескопов). По приезду тема дорабатывается, и создается презентация как итог работы над проектом. В рамках школьной Недели науки и творчества по результатам экспедиции проводится открытая конференция для учащихся 7–11 классов, на которой происходит защита представленных проектных работ, а также демонстрируются сделанные участниками экспедиции фильмы о поездке. Во время поездки на сайте школы на страничке «МШЦИА» в рубрике «Школьные вести из...» ежедневно публикуются заметки и фотографии. Результаты работы над проектами также публикуются на школьном сайте.

По итогам четырехлетнего существования проекта можно сделать вывод о результативности данного метода. Учащиеся действительно выступают в нем в роли исследователей. На семинарах по обмену опытом они с восторгом делились полученной по темам информацией и давали друг другу рекомендации. Многие учащиеся попробовали себя в роли корреспондентов и журналистов и поступили на соответствующее направление в институт. Многие участники экспедиций выбрали поступление на факультеты, связанные с космической направленностью. Часть школьников либо не имела опыта

выступления перед большими аудиториями, либо чувствовала дискомфорт от этих выступлений. После экспедиций им так хотелось поделиться не только полученной информацией, но и своими впечатлениями, что они с удовольствием рассказывали о своих проектах, преодолевая застенчивость и чувствуя поддержку других членов экспедиции. И в дальнейшем они блестяще представляют свои проекты, становясь победителями различных конкурсов в которых они с удовольствием участвуют, ведь полученные в экспедициях знания позволили расширить их кругозор. Участники экспедиции разного возраста — от 5 до 11 класса, из классов разной направленности, из разных школ, имеющие разные психофизические особенности в экспедициях учились толерантности по отношению друг другу, взаимопомощи. Наконец, экспедиции способствуют и развитию межпоколенных связей, ведь в них участвуют не только дети, но и родители. Отношения между родителями и детьми становятся более открытыми, дружескими, подростковый максимализм сглаживается в результате неформального общения.

В перспективах проекта следует особенно выделить увеличение, во-первых, числа проектных работ прежде всего по физике, астрономии, истории, а также работ метапредметной направленности, во-вторых, числа выпускников, поступающие в вузы технической направленности, в-третьих, увеличение количественного и качественного состава профильных и подпрофильных классов.

#### Литература

- [1] Зимняя И.А. Воздейственность выступления лектора. М., 2005.
- [2] Хуторской А. Ключевые компетенции. Технология конструирования // Народное образование. 2003. №5.
- [3] Яковлева Н.О. Теоретико-методологические основы педагогического проектирования. М., 2002. С. 91–92.

## МЕТОДИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ОРГАНИЗАЦИИ ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО САООПРЕДЕЛЕНИЯ МОЛОДЕЖИ В ОБЛАСТИ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ОБРАЗОВАНИЯ

Э.З. Науянис

ntvkbr@mail.ru

ГБОУ «Детская академия творчества «Солнечный город» Минобрнауки КБР

*В работе представлены методические рекомендации по организации профессионального самоопределения молодежи в области аэрокосмического образования.*

В настоящее время проблема профессионального самоопределения молодежи является одной из важнейших в системе дополнительного образования детей. Сейчас мир нуждается в людях, способных реализовать удивительные достижения фундаментальной науки, превратить их в реальные конструкторские и инженерные идеи [1].

Каждый обучающийся осуществляет выбор профессии, стремится быть готовым к возможным переменам на пути своего профессионального становления.

Методические рекомендации адресованы педагогам дополнительного образования, научным руководителям проектов и призваны помочь в организации проектной и исследовательской работы.

Исходя из приоритетных направлений развития науки, техники, технологий в Российской Федерации была поставлена задача довести до обучающихся сведения о существующих профессиональных ориентирах, необходимых для самореализации

в передовых отраслях науки и техники, в том числе транспортных и космических систем, робототехники, систем безопасности, энергоэффективности, энергосбережения, биотехнологий.

*Цель* — профессиональная ориентация на инженерные специальности через приобщение к занятиям научно-техническим творчеством, исследовательской и конструкторской работе, изобретательской деятельности.

*Задачи:*

– выявление и поддержка детей, имеющих склонность к изобретательской и конструкторской деятельности;

– формирование готовности к саморазвитию, самоопределению;

– формирование базовых компетенций, необходимых для успешной творческой деятельности;

– построение индивидуального образовательного маршрута обучающегося на длительное время, распределенного по этапам (первый, второй и последующие).

Основные принципы, на которых строится работа педагога:

– постоянное самосовершенствование, саморазвитие: развиваемся мы, развиваются наши дети

– индивидуальный подход к каждому ребенку

**Аэрокосмическое образование как аспект профессионального самоопределения молодежи.** Аэрокосмическое образование, создавая грандиозную картину строения и эволюции Вселенной, позволяет человеку осознать свое место в окружающем мире.

В центре образовательной модели инновационной и инженерной направленностей находится ребенок и его предпочтения. Каждый обучающийся выбирает индивидуальную образовательную траекторию и может обучаться в различных творческих объединениях в разном темпе, в разной последовательности, на разных уровнях, самостоятельно, дистанционно или на занятии. Педагоги дополнительного образования не ограничивают выбор направления деятельности, они корректируют его, обращая внимание детей на новые возможности.

Аэрокосмическое образование позволяет устанавливать новые эффективные связи в педагогической деятельности с ВУЗами, научно-исследовательскими учреждениями, предприятиями и значительно обогащать образовательное пространство [2].

**Формирование образовательной среды в процессе обучения в системе аэрокосмического образования.** Учитываются возрастные и психологические особенности обучающихся, рекомендуется использовать разные средства обучения.

Построение педагогом дифференцированного обучения требует применения между субъектных технологий обучения и воспитания, главный принцип которого не односторонний процесс передачи информации от субъекта к объекту, а процесс совместной деятельности наиболее полно выражающийся при выполнении творческого проекта, на основе Дневника исследовательской работы (далее — Дневник), разработанным автором статьи. Дневник создан для выполнения творческого проекта инженерно-технической направленности.

В процессе выполнения творческой работы важно продемонстрировать не только приобретенный опыт, но и проявить личностные качества: целеустремленность, решительность, критичность, любознательность, стремление довести свою работу до конца при поддержке руководителя.

Дневник для выполнения исследовательского проекта соответствует этапам проектирования, выполняемым под руководством педагога, руководителя с использованием дополнительной литературы. В нем даны рекомендательные бланки, которые помогают сэкономить время и качественно выполнить творческий проект.

Большое значение имеет проведение открытых занятий в организации профессионального самоопределения молодежи в области аэрокосмического образования и как одна из важных форм организации методической работы [3].

Методические рекомендации по организации профессионального самоопределения молодежи в области аэрокосмического образования включают:

- приемы, методы, образовательные технологии;
- формирование образовательной среды в процессе обучения в системе аэрокосмического образования;
- темник исследовательских проектов;
- перечень дополнительных образовательных программ для обучения в системе аэрокосмического образования;
- дневник исследовательской работы;
- проведение открытых занятий в организации профессионального самоопределения молодежи в области аэрокосмического образования.

Таким образом, показана принципиальная возможность реализации аэрокосмической образовательной модели по организации профессионального самоопределения молодежи в области аэрокосмического образования инженерной направленности в системе дополнительного образования.

#### Литература

- [1] Головкин О. Научно-практическая деятельность школьников // Народное образование. 2002. № 3.
- [2] Донина О.И. Концептуальные основы аэрокосмического образования: учебнику Ульяновск: УлГУ, 2000. 200 с.
- [3] Ивочкина Т. Организация научно-исследовательской деятельности учащихся // Народное образование. 2000. № 3.

## АВТОРСКАЯ ПРОГРАММА «АЭРОКОСМИЧЕСКОЕ ПРОГРАММИРОВАНИЕ»

**Л.А. Гончарова**<sup>1</sup>

lamo\_60@mail.ru

**О.В. Гончарова**<sup>2</sup>

olga\_maria@mail.ru

**М.Р. Гончарова**<sup>3</sup>

<sup>1</sup> МОУ «СОШ № 31 г. Вологды»

<sup>2</sup> МОУ «СОШ № 1 с углубленным изучением английского языка»

<sup>3</sup> МЕИKN ВоГУ

*Аэрокосмическое образование молодежи играет важную роль в воспитании человека. Мы видим свою задачу в воспитании творческой личности с высоким уровнем интеллекта и самостоятельным мышлением, способной к самореализации в профессиональной деятельности, формировании целостного представления о мире, об общности основ процессов управления в природе, обществе, использовании быстро развивающихся информационных и космических технологий.*

В 1961 году в Вологде при школе № 9 был создан клуб юных летчиков и космонавтов [2], один из первых в стране. Занимались изучением истории авиации, парашютной подготовкой, знакомились с астрономией, космическими полетами первых космонавтов, строили ракеты, простейшие модели самолетов. В 1962 году в связи с открытием новой школы № 20 клуб работал на базе этой школы.

В 1988 году в стране было создано Всесоюзное аэрокосмическое общество (ВАКО) «Союз», президентом которого стал летчик-космонавт СССР, Герой Советского Союза А.А. Серебров, а наш клуб — коллективным и полноправным членом ВАКО. В настоящее время аэрокосмический клуб г. Вологды работает на базе школы № 31 и № 1. 9.04.2012 г. был создан Аэрокосмический музей г. Вологды, в 2016 г. — виртуальный аэрокосмический музей г. Вологды [1].

Мы работаем по авторской программе «Аэрокосмическое программирование». Реализация авторской программы представляет собой целостный учебно-воспитательный процесс по формированию творческой самореализующейся личности школьника. Включение аэрокосмического образования в урочную или внеурочную деятельность в школе или вне ее, есть шаг в сторону лучших перемен в образовательном и воспитательном процессе. Внеурочная деятельность учащихся по авторской программе дополнительного образования «Аэрокосмическое программирование» (победитель Российского конкурса авторских программ), которая аналогов не имеет и является частью авторской программы Л.А. Гончаровой и О.В. Гончаровой «Информатизация школы и внедрение новых информационных технологий в учебно-воспитательный процесс». Программа «Аэрокосмическое программирование» откорректирована в результате многолетней работы в соответствии с требованием времени (защищена на областном экспертном совете, в 2015 году прошла лицензирование). Аэрокосмическое программирование — это изучение основ авиации и космонавтики, астрономии и астрофизики, химии и биологии, физики и психологии, информатики и других наук, программирование на базе этих знаний, что дает формирование целостного восприятия мира на основе интеграции информационных технологий с другими областями знаний.

Авторская программа «Аэрокосмическое программирование» предусматривает 3 уровня сложности и ориентирована на практическую деятельность, создание учениками собственных интеллектуальных компьютерных творческих проектов. Разработка обучающих и контролируемых компьютерных программ в процессе реализации курса дает возможность не только создавать собственное программное обеспечение применительно к конкретным условиям, конкретной области знаний (учебному предмету), но и значительно расширять и углублять знания учащихся — авторов-разработчиков этих программ по выбранным ими предметам и темам.

Основная цель авторской программы: формирование в предметно-практической деятельности информационной культуры учащихся на высоком уровне, воспитание, развитие и становление творческой личности, способной к самореализации и научному поиску. На основе широкого использования компьютерной графики, мультимедийных и др. используемых технологий, ориентированных на развитие способностей человека к творчеству, изучения языков программирования, учащимися создаются обучающие и сервисные компьютерные программы, тесты, пазлы, презентации, видеоклипы, страницы сайтов, мультфильмы.

Появилась необходимость создания красочных электронных учебников астрономии, что дает возможность разработчикам самореализоваться, а пользователям познакомиться с астрономией и ее основами даже тем, кто еще ничего не знает о космосе, малышам. Кто не умеет читать или медленно читает, может слушать и щелкать мышкой для продолжения, поскольку программы озвучены. Использовать можно на уроках, во внеурочной деятельности, дома с родителями. Электронный учебник астрономии для младших школьников и дошкольников разделен на несколько частей, каждая из которых представляет собой отдельный урок (занятие): «Солнечная система»; «Звезды и созвездия»; «Наш дом — Земля» и другие. На каждом занятии, кроме теории, для проверки знаний даются компьютерные тесты и пазлы, кроссворды, игры и викторины [3], которые разработаны старшими учащимися. Созданные ими мультфильмы «Планета Земля», «Лунная одиссея», «Достань звезду с неба», «Подвиги Геракла» не только с удо-

вольствием дети смотрят, изучают, но и сами хотят их делать. Компьютерные разработки «От живой природы к технике на Земле и в космосе», «Симметрия на Земле и в космосе» «Черные дыры и путешествие к другу» и др. доступны и увлекательны для младших школьников, о чем говорят отзывы учителей и самих обучающихся.

Обучающие компьютерные программы «Человек и космос», «Химия Вселенной», «Жизнь на орбите», «Системы жизнеобеспечения на Земле и в космосе», «Солнце вчера, сегодня, завтра», «Изучение звезд», «Галактики», «Они были первыми» и др. успешно используются в старших классах. Разработанные учениками компьютерные тесты «Быстрота реакции», «Корректор», «Красно-черная таблица», «Логическое мышление», «Внимание», «Память», «Восприятие» применяются не только для развития учащихся, но и для исследований.

Таким образом, проблему аэрокосмического образования мы решаем через предметно-практическую деятельность. Аэрокосмическое образование и аэрокосмическое программирование, как его часть, способствуют самореализации личности школьника в предметно-практической деятельности, а созданный учеником интеллектуальный продукт востребован пользователями и помогает аэрокосмическому образованию как учеников, для которых он создан, так и для разработчиков.

Результатом работы по программе является выбор выпускниками своей профессии. Многие работают в аэрокосмической отрасли (ЦНИИМАШ, Вымпел, конструкторские бюро) инженерами, программистами, аналитиками: Марчук В., Кормакова В., Пазич А., Кондырев Ю. и др. Некоторые еще учатся в университетах на прикладной информатике: Гончарова М., Глызин В., Ивановский В., Колпащиков М. — наши лучшие программисты и победители Всероссийских конкурсов. Главное в том, что выпускники аэрокосмического клуба познали счастье творческого труда при создании компьютерных проектов, нашли себя в профессии.

#### Литература

- [1] Виртуальный аэрокосмический музей. URL: <http://vakm.meson.ru> (дата обращения 10.11.2018).
- [2] Гончарова Л.А., Гончарова М.Р., Гончарова О.В. Вологда аэрокосмическая. Вологда: ООО «Вологодская типография», 2013. 240 с.
- [3] Гончарова О.В., Зауторова Э.В. Звездный мир: методические материалы. Вологда: Издательский центр ВИРО, 2005. 40 с.

## ШКОЛА АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ИНЖЕНЕРИИ

**М.А. Барановская**

**banni12@mail.ru**

**Т.А. Матвеева**

**sova.t18@mail.ru**

ЧИ(Ф) Московский политехнический университет, Детский технопарк «Кванториум»

*Данная образовательная программа удовлетворяет творческие и познавательные потребности детей и родителей. Досуговые потребности, обусловленные стремлением к организации свободного времени, реализующиеся в практической деятельности учащихся. Программа включает в себя изучение ряда направлений в области космонавтики, ракетостроения, космической биологии и аэродинамики. Обучение строится с учетом знаний, умений и навыков, приобретаемых учащимися на занятиях.*

Актуальность и необходимость данной дополнительной образовательной программы продиктована развитием космонавтики и увеличением доли частной космонавтики в

России и во всем мире. Помимо прочего, данная программа позволяет учащимся самостоятельно выбрать актуальную проблемную область и создать проект, конечный результат которого будет представлять собой полноценную инженерную разработку в области космических технологий.

Отличительные особенности программы. Особенностью данной общеразвивающей программы является то, что она предполагает после ознакомления с теоретической базой аэрокосмической инженерии и ее техническими средствами используемые при проектировании ракет, сделать обязательный выбор собственного уникального проекта как индивидуально, так и для каждой микро-группы (4-6 чел.) в рамках программы «Практическое проектирование ракет» и полноценную его реализацию под руководством куратора-педагога. При этом всю работу, от постановки технического задания на разработку до выпуска продукта учащиеся выполняют самостоятельно.

Одним из основных негативных биологических факторов космического пространства, наряду с невесомостью, является радиация. В 60-х Рафаэль Абад, подверг несколько улиток к радиации, которая используется для лечения раковых опухолей. Улитки начали выделять субстанцию, которая отличалась от слизи, которую они используют для смазки поверхностей при движении. Благодаря выделенной слизи, у улиток быстро заживали раны причиненные радиацией.

Применяя эти знания в образовательном процессе участнику будет предложен модуль заданий по: практическому ракетомоделированию, разработке биоотсека, приобретению знаний в области космической биологии и космической медицины, опыт сбора и анализа результатов исследования, опыт работы над проектом в команде.

Также данный образовательный модуль предусматривает проведение конкурсной программы по авиамоделированию.

Конкурс по авиамоделированию — это первая ступень овладения авиационной техникой, увлекательное и серьезное занятие. Летающая модель незаметно введет вас в круг авиационных понятий. Строя летающие модели можно научиться чертить, работать с различными инструментами и материалами, ознакомиться с устройствами летательных аппаратов. Запуская модели, узнать основы теории полета, понять некоторые явления, происходящие в атмосфере, познакомиться с теоретическими основами самолетостроения и аэродинамическими свойствами полета. При поддержке мастеров, профессионалов своего дела научиться эффективным способам и технологиям изготовления собственной модели.

Таким образом, современный специалист в области инженерии космических систем должен владеть основами методов проектирования полезных нагрузок и служебных систем космических аппаратов, знать основы баллистики, динамики космического полета, теории надежности, принципов проведения испытаний, иметь представление об электронике, материаловедении и даже основах экономики и организации труда.

Конкурсное задание предусматривает 2 секции для детей от 6–8 лет и 9 лет, каждый из которых включает в себя три модуля.

Для детей от 6–8 лет:

Модуль 1. Разработка и проектирование г/п ракеты по ТЗ;

Модуль 2. Изготовление ракеты;

Модуль 3. Реализация полета.

Для детей 9 лет:

Модуль 1. Проектирование космической ракеты в программе OpenRocket;

Модуль 2. Симуляция полета;

Модуль 3. Изготовление ракеты.

Как показала данная практика проведения этих мероприятий, участники конкурса получают дополнительное развитие и навыки в построении модели ракет. А так же закрепление творческих навыков и пользование программным обеспечением.

Вкладывая достаточно усилий в развитие и внедрение авиа- и космомоделирования в программу дополнительного образования школьников, можно быть уверенным, что сбудется предсказание К.Э. Циолковского: «Человек будет жить и работать в космосе».

#### Литература

- [1] Александров В.А., Владимиров В.В., Дмитриев Р.Д., Осипов С.О. Ракеты-носители / год общ. ред. С.О. Осипова. М.: Воениздат, 1981. 315 с.
- [2] Морозов Л.М. Модели ракет. Пермь: Пермское книжное издательство, 1965. С. 100.
- [3] Овчинников М.Ю. Малыши завоевывают мир // Сборник научно-популярных статей — победителей конкурса РФФИ 2007 года. Вып. 11 / под ред. чл.-корр. РАН В.И. Конова. М.: Изд-во «Октопус», 2008. С. 17–29.
- [4] Рожков В.С. Космодром на столе. М.: Машиностроение, 1999. 144 с.

## НОВЫЕ ТЕНДЕНЦИИ В ОБРАЗОВАНИИ «СРЕДНЕЕ ПРОФЕССИОНАЛЬНОЕ ОБРАЗОВАНИЕ (СПО) — ВУЗ»

Л.Г. Коваленко

pptopol@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В работе представлена схема работы интегрированной образовательной системы «техникум — вуз» по формированию творческой личности специалиста на примере взаимодействия Техникума космического приборостроения и МГТУ им. Н.Э. Баумана.*

Все новейшие разработки, о которых много говорится, в основном относились к инженерным решениям, но даже косвенно нигде не было сказано, что любые высшие научные труды будут в дальнейшем реализовываться с помощью рабочих рук.

Между РАБОЧИМ и ИНЖЕНЕРОМ существуют, конечно же, различия. Труд инженера — более интеллектуальный, чем труд рабочего, и предназначен для работы с технической документацией, изобретением новых решений и усовершенствованиям устаревших методов работы, а рабочий воплощает идеи инженера при непосредственной работе возле оборудования и техники. Но для инженера и рабочего важно достичь общей цели, справиться с технической задачей и прийти к необходимому результату. Эти факторы связывают две разные профессии, от качества взаимодействия инженера и рабочих зависит результат и эффективность труда всего коллектива.

Если рабочий саморазвивается и стремится к усовершенствованию технических знаний и умений, то в перспективе из него может получиться хороший инженер. На заседании коллегии Минобрнауки России, посвященном итогам деятельности Министерства, в 2017 году были рассмотрены приоритетные направления деятельности, определенные поручениями Президента и Правительства Российской Федерации для Минобрнауки России, как федерального органа исполнительной власти; одним из них является использование механизмов проектного управления.

Одним из пяти заявленных приоритетных проектов является «Подготовка высококвалифицированных рабочих кадров с учетом современных стандартов и передовых технологий» («Рабочие кадры для передовых технологий»). Проект направлен на создание конкурентоспособной системы среднего профессионального образования, обеспечивающей подготовку высококвалифицированных специалистов и рабочих кадров в соответствии с современными стандартами и передовыми технологиями.

На 29 сессии Генеральной конференции МСК (Международная Стандартная Классификация) в 1997 году было сделано следующее уточнение: Образование — это организованный и устойчивый процесс коммуникации, порождающий обучение. Далее: «Процесс коммуникации — это взаимодействие между 2-мя и более лицами для передачи информации, знаний, идей, стратегий. Обучение — это любая перемена в поведении, в знаниях, взаимопонимании, мировоззрении, в навыках, в системе ценностей человека».

Таким образом, образование сегодня является фундаментальным, если оно представляет собой процесс взаимодействия человека с интеллектуальной средой. Появляется необходимость создания многоуровневой системы образования, которой мы и являемся на данном этапе: «техникум-университет». По такой же системе Оренбургский государственный университет создал федеральную экспериментальную площадку Министерства образования РФ по проекту «Интегрированная образовательная система (колледж-вуз)». На базе Оренбургского колледжа введена система обучения в группах «повышенного уровня» обучения, куда поступают абитуриенты, которые не смогли поступить в вуз. Они обучаются по программе, адаптированной к вузовской.

Основные действия и усилия кадров на ступени «колледж», в нашем случае — «техникум», направлены на формирование личности специалиста, на развитие его профессионального, нравственного и творческого потенциала. Формирование творческой личности — главная цель непрерывного образования. Ее решение приближает к стратегической цели — подготовке конкурентоспособного специалиста на современном рынке труда, что позволит нам продвигать наши научные разработки на более качественном уровне. Наиболее эффективным и результативным условием развития творческих способностей является научно-исследовательская работа. Однако, эта работа не всегда возможна, так как на данном этапе развития системы «техникум-вуз» образовательные программы и учебные планы разработаны без должного учета преемственных связей. Основная проблема — это слабая оснащенность материально-технической и лабораторной базы, что отражается негативно на обеспечении преемственности в образовании при изучении специальных дисциплин.

Одно из решений таких проблем — проводить лабораторные и практические работы на базе лабораторий университета. Вести исследовательские и научные разработки в тесном контакте «аспирант университета — обучающийся техникума». В этом направлении с 2018 года были введены занятия для обучающихся техникума на базе технопарка МГТУ «ИНЖИНИРИУМ». Результатом является 2 место на World skills 2018г. в компетенции «Технологи композитов». И это — только начало, обучающихся ждут дальнейшие соревнования, подготовка их начнется в начале 2019 года на базе центра «Композиты России» МГТУ им. Н.Э.Баумана. В настоящее время разработан план работы совместно с УНМКЦ МГТУ им Н.Э. Баумана. В него вошли: экскурсии и лабораторные работы для обучающихся в ЦУП Университета, семинары для преподавателей техникума с целью повышения квалификации. Система образования «техникум-вуз» будет развиваться, и квалификация рабочих будет расти, что позволит осуществлять научные проекты быстрее и качественнее.

## УНИВЕРСАЛЬНАЯ АВТОМАТИЧЕСКАЯ МЕЖПЛАНЕТНАЯ СТАНЦИЯ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АТМОСФЕР ПЛАНЕТ-ГИГАНТОВ

**В.И. Майорова**

**В.А. Изрицкий**

**А.Н. Рязанцев**

**Е.Д. Тимакова**

**А.В. Шаповалов**

ryazantsevartyom@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В докладе рассматриваются вопросы разработки концепции создания универсальной межпланетной автоматической станции, способной осуществлять долговременные контактные и орбитальные исследования атмосфер планет-гигантов, а также общего проектирования входящих в ее состав аппарата-ретранслятора и атмосферного зонда, представляющего собой тепловой аэростат с атомным источником энергии.*

В научном плане одними из наиболее малоизученных, но важных для дальнейшего исследования Солнечной системы и ее освоения, являются планеты-гиганты. Они характеризуются условиями, не позволяющими использовать традиционные типы космических аппаратов для их контактного исследования. К настоящему времени лишь на Юпитере и Сатурне проводились длительные орбитальные исследования, а кратковременные контактные исследования имели место только на Юпитере. Однако обладающие уникальными атмосферами планеты Уран и Нептун исследовались только короткое время аппаратом «Вояджер-2» с пролетной траектории. При этом, поскольку одной из задач государственной политики России в области космической деятельности является развитие планирующихся к выполнению после 2030 года программ, предусматривающих осуществление полетов автоматических космических аппаратов к дальним планетам [1], актуальной является в том числе и оценка возможностей проведения различных исследований планет-гигантов и их атмосфер.

В рамках Международной молодежной научной школы «Исследование космоса: теория и практика — 2018», проводимой Учебно-научным молодежным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана был выполнен коллективный технический проект «Разработка универсальной автоматической межпланетной станции для исследования атмосфер планет-гигантов». При выполнении проекта подразумевалось, что универсальная автоматическая межпланетная станция может быть использована для исследования атмосферы любой из трех относительно холодных планет-гигантов: Сатурна, Урана и Нептуна, но основные расчеты выполнялись на примере Нептуна, как самой удаленной из них от Земли. При этом возможность контактного изучения Юпитера, верхние слои атмосферы которого характеризуется менее благоприятными соотношениями температуры и плотности, требует дальнейшего исследований.

Для изучения газового состава атмосферы планеты, а также определения карты ветров было принято решение использовать межпланетную автоматическую станцию, состоящую из орбитального космического аппарата-ретранслятора и атмосферного зонда в виде теплового аэростата с ядерным источником энергии, развертываемого при входе в атмосферу непосредственно перед началом работы. Предполагается, что зонд будет наполняться атмосферным газом. Атмосферный зонд в процессе своей работы, согласно проекту, располагается в плотных слоях атмосферы планеты, преимущественно состоящей из водорода и, в значительно меньшей степени, гелия. Свойства водорода в атмосфере планет-гигантов потребовали теплоизоляции всей поверхности теплового аэростата, что отличает его от аналогов, используемых на Земле.

В процессе проработки проекта были выполнены конструктивно-компоновочные схемы и трехмерные модели атмосферного зонда и орбитального спутника-ретранслятора. Выполнен подбор полезной нагрузки, определены ее массовые характеристики и энергопотребление. В ходе работы был выполнен расчет на прочность оболочки зонда аналитически и с помощью метода конечных элементов. Также был проведен анализ используемых в составе оболочки зонда материалов исходя из критериев минимизации массы конструкции, прочности, герметичности, защищенности от радиоактивного излучения и требований системы обеспечения теплового режима.

Проведенные оценки показали, что общая масса спускаемого модуля с атмосферным зондом для исследования атмосфер планет-гигантов может составить порядка 2 т, что подтверждает принципиальную возможность ее создания.

#### 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](http://www.roscosmos.ru/media/files/docs/3/osnovi_do_2030.doc) (дата обращения 24.09.2018).

## РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ МАНИПУЛЯЦИОННОГО РОБОТА ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ЗАДАЧ ВНУТРИКОРАБЕЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

**В.В. Зеленцов**

[victor\\_zelentsov@yahoo.com](mailto:victor_zelentsov@yahoo.com)

**Я.В. Трояновский**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Условия невесомости значительно влияют на протекание физических процессов и позволяют получать в космической среде новые виды материалов, отличающихся высокой чистотой, новые сплавы, получить которые на Земле принципиально невозможно. Сегодня получение материалов и проведение экспериментов в условиях невесомости происходит только при непосредственном участии космонавтов, однако при этом деятельность экипажа создает микроускорения, которые воздействуют на экспериментальное и производственное оборудование и негативно влияют на получаемые образцы. Для снижения воздействия микроускорений требуется использование систем виброизоляции оборудования, что приводит к его усложнению, а так же повышают стоимость проведения экспериментов. Кроме того, участие экипажа в процессе получения материалов также приводит к удорожанию получаемых образцов в связи с высокой стоимостью времени экипажа на борту пилотируемых орбитальных станций. В свете вышеизложенного, целесообразно видится организация получения материалов в невесомости на борту посещаемых орбитальных станций, когда получение материалов происходит в автоматическом режиме при отсутствии экипажа на борту, а доставка сырья, обслуживание станции и возврат на Землю полученных образцов производится экипажем в ходе экспедиций посещения. В целях реализации данного подхода была предложена и исследована концепция космического манипуляционного робота, осуществляющего внутрикорабельную деятельность.

Согласно концепции основной задачей манипулятора является перемещение полезных грузов между зонами хранения и автоматическим производственным или экспериментальным оборудованием внутри необитаемого модуля длиной 12 м и диаметром 4 м, входящего в состав посещаемой орбитальной станции. Кон-

струкция модуля предполагает возможность разгерметизации и восстановления атмосферы. Выведение манипулятора на орбиту осуществляется в составе модуля. Манипулятор устанавливается на подвижной платформе, перемещающейся по рельсовым направляющим в направлении продольной оси модуля внутри рабочего проема, имеющего форму четырехгранной призмы. Экспериментальное и технологическое оборудование, хранилища контейнеров с сырьем и полученными образцами и служебные системы модуля располагаются в стойках в пространстве между боковыми гранями рабочего проема и цилиндрической обечайкой корпуса модуля. Такой подход позволяет перемещать платформу со сложенным манипулятором в зону хранения в торце модуля и освобождать рабочее пространство в период экспедиции посещения. В целях обеспечения максимальной рабочей зоны манипулятора принято решение об использовании четырёхзвенной кинематической схемы. Размеры проектируемого манипулятора определяются размерами модуля и стоек с оборудованием.

Компоновка конструкции манипулятора выполнена в среде Solid Works, определены размеры и массо-инерционные характеристики его звеньев. На основе решения обратной задачи динамики и результатов энергетического расчёта [1] выбраны исполнительные элементы разрабатываемого манипулятора и датчики обратной связи. Все приводы сочленений манипулятора были исследованы в среде Matlab Simulink [2] на устойчивость и выполнение требований по точности при различной нагрузке, проведена оценка качества переходных процессов, подобраны соответствующие цифровые корректирующие устройства [3]. Оценка правильности работы разработанной системы проверялась путем моделирования движения модели манипулятора в среде Simscape Multibody. В целях аппаратной реализации системы разработана универсальная плата управления приводами манипулятора.

Таким образом, доказана принципиальная возможность создания манипуляционного робота для выполнения задач внутрикорабельной деятельности на борту посещаемой орбитальной станции, определен конструктивный облик такого робота, выполнена проработка его исполнительных приводов и системы управления. Полученные результаты могут быть использованы, в случае необходимости, при создании натурного образца манипуляционного робота для полупромышленного производства новых материалов на околоземной орбите.

#### Литература

- [1] Лесков А.Г. Теоретические основы моделирования и анализа динамики манипуляционных роботов, их приложение к задачам проектирования и подготовки операторов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002.
- [2] Герман-Галкин С.Г. Matlab & Simulink. Проектирование мехатронных систем на ПК. СПб.: КОРОНА – Век, 2008.
- [3] Бесекинский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического управления. М.: Наука, 1975.

## **АНАЛИЗ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ СПУСКА ЗОНДА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АТМОСФЕР ПЛАНЕТ-ГИГАНТОВ**

**В.Г. Мельникова**

**А.Ю. Игрицкая**

**М.И. Калугина**

aigritskaya@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В докладе рассматриваются вопросы выбора параметров траектории спуска зонда для долговременных контактных исследований атмосфер планет-гигантов. Проведено численное моделирование обтекания зонда при входе в атмосферу Нептуна.*

В рамках Международной молодежной научной школы «Исследование космоса: теория и практика — 2018» (SDTP-2018), проводимой Учебно-научным молодежным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана был выполнен коллективный технический проект «Разработка универсальной автоматической межпланетной станции для исследования атмосфер планет-гигантов». В рамках работы над этим проектом была создана отдельная группа, работающая над вопросами поведения спускаемого аппарата (СА) с точки зрения аэродинамики.

В настоящее время разработка предложений по программам исследования дальних планет является актуальной, так как они официально запланированы в России к выполнению после 2030 года [1]. Газовые гиганты являются одними из самых плохо изученных планет Солнечной системы, однако они представляют большой научный интерес с точки зрения состава, как самих планет, так и их атмосфер, особенностей магнитного поля и радиоактивных процессов, происходящих в их глубинах. Каждая из этих планет обладает рядом уникальных особенностей.

Спускаемые аппараты, предназначенные для исследования планет-гигантов, должны конструктивно отличаться от спускаемых аппаратов, совершающих посадки на прочие планеты. Так как планеты-гиганты не обладают твердой поверхностью, а состоят преимущественно из газов, многие научные задачи могут быть решены только при непосредственных измерениях в атмосфере с зонда в виде теплового аэростата. Так же необходимо учитывать, что эти планеты обладают намного большей массой и размером чем планеты земной группы. В разработанном проекте предполагается, что зонд, массой 1500 кг, спустится с прилетной траектории на высоту –90 км от уровня атмосферного давления в 1 бар. При создании СА значительное внимание уделяется выбору его формы, определению аэродинамических характеристик, конструктивных параметров и параметров тепловой защиты, обеспечивающих безопасный спуск.

Спуск в атмосфере является одной из наиболее сложных и ответственных операций. Циклограмму спуска можно разделить на следующие этапы: отделение от орбитальной станции, полет по безатмосферному участку траектории, атмосферный участок траектории, ввод тормозного парашюта, вытягивание парашютом стратостата, отделение парашюта и наддув стратостата, отделение теплового щита и, затем, начало выполнения целевой работы.

Для безатмосферного участка траектории в результате баллистических расчетов подобраны наиболее оптимальные параметры точки схода с орбиты и параметры точки входа в атмосферу: скорость и угол входа.

Для атмосферного участка, до момента включения парашюта увода, создан программный комплекс для решения уравнений, описывающих движение спускаемого аппарата в атмосфере. Исследовано изменение параметров движения СА

при различных углах входа в атмосферу планет-гигантов, построены графики зависимости изменения высоты, скорости, перегрузки, дальности полета и угла наклона аппарата к горизонту в зависимости от времени полета. Основной задачей атмосферного этапа движения СА является уменьшение гиперзвуковой скорости входа в атмосферу до допустимой скорости для развертывания стратостата. Поставленной задаче наилучшим образом удовлетворяет аэродинамическое торможение аппарата, при котором большая часть кинетической энергии преобразуется в тепловую и рассеивается в атмосфере. Этот способ гашения энергии является энергетически оптимальным по сравнению с другими возможными способами. Выбранная схема спуска СА с постоянным аэродинамическим качеством предполагает использование аппарата сегментально-конической формы. С точки зрения режима теплового обеспечения аппарата, рассчитана величина теплового потока воздействующего при спуске.

Также в рамках работы проведено численное моделирование методом контрольного объема аэродинамического обтекания зонда потоком соответствующим составу атмосферы газа в разные моменты времени спуска. Для расчета использовалась программа SolidWorks Flow Simulation. В результате построены линии тока, поля изменения давления, скорости и температуры вокруг аппарата.

Для этапа спуска на парашюте выбран тип и размер парашюта для обеспечения требуемой скорости на конечном этапе полета.

Проведенные расчеты показали, что выбранная схема спуска СА являющаяся одной из самых простых с точки зрения ее реализации, удовлетворяет всем требованиям, предъявляемым к СА по перегрузкам и тепловому воздействию.

#### 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](http://www.roscosmos.ru/media/files/docs/3/osnovi_do_2030.doc) (дата обращения 24.09.2018).

## НАВИГАЦИОННО-БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТА АВТОМАТИЧЕСКОЙ МЕЖПЛАНЕТНОЙ СТАНЦИИ К ПЛАНЕТЕ НЕПТУН

**М.А. Айрапетян** marat.ayr@gmail.com

**Т.А. Васильева**

**О.Д. Гаранин**

**А.М. Закалужский** zakaluga@gmail.com

**Н.С. Зобнин**

**А.С. Пачин**

**Н.А. Соловьев**

**О.И. Хухрина**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В работе проанализированы возможности перелета космического аппарата к планете Нептун. Разработана схема перелета с применением пертурбационного маневра вокруг Юпитера. Также выбрана целевая орбита вокруг Нептуна, положение которой позволяет обеспечить продолжительные сеансы связи орбитального модуля с атмосферным зондом и наземными пунктами.*

В настоящее время атмосферы планет-гигантов остаются малоизученными, несмотря на их важность для понимания истории Солнечной системы и планетологии в целом. До сих пор кратковременные контактные исследования были проведены только в атмосфере Юпитера, а долговременные наблюдения с орбиты искусственного спутника проводились только для Юпитера и Сатурна. При этом обладающие рядом уникальных особенностей планеты Уран и Нептун до сих пор изучались только телескопами и кратковременно пролетавшим мимо каждой из них космическим аппаратом (КА) Вояджер-2. В связи с этим является актуальной оценка перспектив создания космических аппаратов для долговременного исследования атмосфер планет-гигантов, поскольку исследования дальних планет официально запланированы в России к выполнению после 2030 года [1].

В рамках Международной молодежной научной школы «Исследование космоса: теория и практика — 2018», проводимой Учебно-научным молодежным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана был выполнен коллективный технический проект «Разработка универсальной автоматической межпланетной станции для исследования атмосфер планет-гигантов». При выполнении проекта подразумевалось, что универсальная автоматическая межпланетная станция с долгоживущим атмосферным зондом типа теплового азростата может быть использована для исследования атмосферы любой из трех относительно холодных планет-гигантов: Сатурна, Урана и Нептуна. Основные расчеты проекта, в том числе баллистические, выполнялись на примере полета к планете Нептун, как самой удаленной от Земли. В данной работе рассматривается баллистическая часть проекта по разработке данной концепции.

Для достижения поставленной цели были проанализированы различные схемы перелета. Достижение целевой орбиты Нептуна с использованием перелета Гомана потребует слишком много времени, что нежелательно из-за старения и деградации систем КА под действием космической радиации. Для сокращения времени миссии было принято решение применить гравитационный маневр [3]. В качестве центрального тела для маневра был выбран Юпитер как наиболее подходящий в рамках данной задачи. Использование гравитационного маневра позволило существенно снизить энергетические и временные затраты на перелет до целевой орбиты. Были рассчитаны параметры спроектированной траектории, вычислены затраты характеристической скорости и массы необходимого топлива для достижения целевой орбиты вокруг Нептуна [4].

Другой важной задачей являлся выбор целевой орбиты вокруг Нептуна. В рамках проекта предполагается погружение спускаемого аппарата в атмосферу и вывод на орбиту вокруг рассматриваемой планеты исследовательского орбитального модуля, который мог бы одновременно выполнять еще и функции ретранслятора для передачи на Землю телеметрической и научной информации с атмосферного зонда. Было решено разделять два аппарата при входе в сферу действия Нептуна для обеспечения необходимых условий входа в атмосферу и выхода на целевую орбиту вокруг Нептуна. Для орбитального модуля целевая орбита вокруг Нептуна должна обеспечивать достаточно продолжительные сеансы связи с атмосферным зондом и с наземными измерительными пунктами. Одним из способов выполнения этих требований является выбор стационарной орбиты вокруг Нептуна [2]. В процессе выбора параметров этой орбиты было определено, что важно учитывать гравитационное влияние естественных спутников планеты и наличие колец Нептуна. В процессе анализа различных вариантов целевых орбит было выявлено, что ключевым параметром при выборе орбиты является наклонение. Исходя из всех ограничений, был сделан вывод, что подходящая орбита должна иметь большую полуось равную соответствующему параметру стационарной орбиты вокруг Нептуна, а выбранное наклонение должно составлять  $20^\circ$ .

Таким образом, в рамках данной работы была разработана баллистическая часть проекта концепции миссии полета исследовательского КА к планете Нептун. Была предложена стратегия запуска КА на околоземную переходную орбиту, спроектирована траектория перелета на целевую орбиту вокруг Нептуна с использованием гравитационного маневра вокруг Юпитера, рассчитаны необходимые запасы топлива, выбраны параметры целевой орбиты вокруг Нептуна, а также определены зоны видимости при радиосвязи орбитального модуля и атмосферного зонда с Землей.

#### 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.goscsmos.ru/media/files/docs/3/osnovi\\_do\\_2030.doc](http://www.goscsmos.ru/media/files/docs/3/osnovi_do_2030.doc) (дата обращения 24.09.2018).
- [2] Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: Дрофа, 2004. 544 с.
- [3]. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. М.: Наука, 1990. 445 с.
- [4]. Основы теории полета космических аппаратов / под ред. Г.С. Нариманова. М.: Машиностроение, 1972. 601 с.

## СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА УНИВЕРСАЛЬНОЙ МЕЖПЛАНЕТНОЙ СТАНЦИИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АТМОСФЕР ПЛАНЕТ-ГИГАНТОВ

**Е.О. Жеребцова**

zherebtsova.katerina@bk.ru

**В.А. Изрицкий**

**А.М. Кривошей**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В докладе рассматривается вопрос обеспечения требуемых температурных режимов универсальной межпланетной станции для исследования атмосфер планет-гигантов во время нахождения на орбите и полета к планетам, в том числе для входящего в ее состав зонда, представляющего собой тепловой аэростат, предназначенный для долго-временных исследований атмосфер планет-гигантов.*

Одной из задач государственной политики России в области космической деятельности является развитие планирующихся к выполнению после 2030 года программ, предусматривающих осуществление полетов автоматических космических аппаратов к дальним планетам [1]. В научном плане одними из наиболее малоизученных, но важных для понимания развития Солнечной системы являются планеты-гиганты, характеризующиеся условиями, не позволяющими использовать традиционные типы космических аппаратов для их контактного исследования. К настоящему моменту кратковременные контактные исследования были проведены только на планете Юпитер, а длительные орбитальные исследования проводились применительно к Юпитеру и Сатурну. Планеты же Уран и Нептун, несмотря на уникальность их атмосфер, исследовались только короткое время аппаратом «Вояджер-2» с пролетной траектории.

В рамках Международной молодежной научной школы «Исследование космоса: теория и практика — 2018», проводимой Учебно-научным молодежным космическим

центром МГТУ им. Н.Э. Баумана был выполнен коллективный технический проект «Разработка универсальной автоматической межпланетной станции для исследования атмосфер планет-гигантов», предназначенной для долговременных контактных исследований атмосферы планеты-гиганта. В рамках этого проекта отдельно был выделен вопрос обеспечения температурных режимов универсальной автоматической межпланетной станции (УАМС) и входящего в ее состав атмосферного зонда (АЗ), предназначенного для длительных исследований в атмосфере планеты-гиганта. В качестве расчетного был рассмотрен полет межпланетной станции к наиболее удаленной планете Нептун и последующим нахождением теплового аэростата в ее атмосфере.

Во время перелета и нахождения на орбите к системе обеспечения температурных режимов (СОТР) УАМС предъявляются повышенные требования, связанные с необходимостью обеспечения требуемых температурных режимов как на орбите Земли, во время действия максимальной плотности солнечного излучения и максимальной тепловой мощности радиоизотопных термоэлектрических генераторов, так на орбите изучаемой планеты при минимальной плотности солнечного излучения, деградации оптических покрытий и изменении конфигурации УАМС в после отстыковки спускаемого аппарата с АЗ.

Проведенные расчеты показали возможность использования для УАМС в целом традиционной СОТР, состоящей из экранно-вакуумной теплоизоляции, радиационных теплообменников и тепловых труб. Основной сложностью при этом является обеспечение поддержания минимально допустимой температуры оборудования в конце срока активного существования УАМС, особенно в случае отключения некоторых приборов. В качестве основного варианта решения этой задачи, как наиболее надежное, было выбрано применение радиоизотопных подогревателей с большим периодом полураспада. Для уменьшения влияния солнечного нагрева в начале полета и режимов работы приборов на соответствующие температурные режимы было предложено использовать достаточно мощные радиоизотопные нагреватели.

Второй задачей проекта был выбор материалов и подбор толщины тепловой изоляции АЗ представляющего собой тепловой аэростат с ядерным источником энергии. Поскольку атмосферы рассматриваемых планет состоят в основном из водорода, коэффициенты теплоотдачи на поверхности оболочки аэростата настолько велики, что делают его практически неработоспособным без применения дополнительной теплоизоляции. Поскольку при спуске АЗ атмосферное давление существенно изменяется, а водород имеет высокую проникающую способность, в качестве возможных материалов теплоизоляции рассматривались либо микросферы с низкотеплопроводным газом, либо материал типа минеральной ваты, наполненный атмосферной смесью газов. В результате проведенных оценок значительное преимущество показал вариант с теплоизоляцией типа минеральной ваты, поскольку, несмотря на значительное снижение теплоизолирующих свойств вследствие высокой теплопроводности водорода, он при том же обеспечиваемом коэффициенте теплопередачи имел значительно более низкую массу по сравнению с вариантом теплоизоляции с микросферами. Проведенный расчет подтвердил возможность создания такого рода тепловых аэростатов массой менее тонны, что подтверждает возможность создания такого рода атмосферных зондов. Также следует отметить, что из-за существенно более высокой ожидаемой температуры при той же плотности атмосферы на Юпитере по сравнению с другими планетами-гигантами, применение такого типа зондов на нем будет значительно затруднено по сравнению с Сатурном, Ураном и Нептуном.

#### Литература

- [1] Основные положения ОСНОВ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу, утвержден-

ные Президентом Российской Федерации от 19 апреля 2013 г. № Пр-906. URL: [http://www.goscsmos.ru/media/files/docs/3/osnovi\\_do\\_2030.doc](http://www.goscsmos.ru/media/files/docs/3/osnovi_do_2030.doc) (дата обращения 24.09.2018).

## **СИСТЕМА ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ УНИВЕРСАЛЬНОЙ МЕЖПЛАНЕТНОЙ СТАНЦИИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АТМОСФЕР ПЛАНЕТ-ГИГАНТОВ**

**В.А. Бугров**  
**А.С. Балыбердин**  
**С.Е. Шишкин**

phirexian.monitor@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В докладе рассматривается вопрос обеспечения универсальной межпланетной станции для исследования атмосфер планет-гигантов необходимой электроэнергией во время нахождения на орбите и межпланетного полета, в том числе для входящего в ее состав зонда, представляющего собой тепловой аэростат, предназначенный для долговременных исследований атмосфер планет-гигантов.*

Одной из задач государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности является развитие планирующихся к выполнению после 2030 года программ, предусматривающих осуществление полетов автоматических космических аппаратов к дальним планетам [1]. В научном плане одними из наиболее малоизученных, но важных для дальнейшего исследования и, в перспективе, освоения Солнечной системы являются планеты-гиганты. Они характеризуются условиями не позволяющими использовать традиционные типы космических аппаратов для их контактного исследования. На текущий момент лишь на Юпитере и Сатурне проводились длительные орбитальные исследования, а контактные исследования имели место только на Юпитере и в течение малого промежутка времени. Планеты же Уран и Нептун, несмотря на уникальность их атмосфер, исследовались только короткое время аппаратом «Вояджер-2» с пролетной траектории.

В рамках Международной молодежной научной школы «Исследование космоса: теория и практика — 2018», проводимой Учебно-научным молодежным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана был выполнен коллективный технический проект «Разработка универсальной автоматической межпланетной станции для исследования атмосфер планет-гигантов». В рамках этого проекта отдельно был выделен вопрос обеспечения универсальной автоматической межпланетной станции и входящего в ее состав атмосферного зонда, предназначенного для длительных исследований в атмосфере планеты-гиганта необходимой тепловой и электрической энергией. В качестве расчетного был рассмотрен полет межпланетной станции к наиболее удаленной планете Нептун и последующим пребыванием теплового аэростата в ее атмосфере.

В задачу выбора энергоустановки межпланетной станции входил поиск генератора, способного не только питать все устройства, находящиеся на борту аппарата, но и поддерживать заданную температуру внутри аэростата. Исходя из произведенного анализа атмосферы, оценки массовых характеристик аппарата, теплового режима его работы, а также предполагаемого потребления электричества бортовой аппаратурой были выдвинуты требования к энергоустановке. Для обеспечения спускаемого аппарата необходимой электроэнергией, а также нагрева рабочего тела

аэростата было решено использовать компактный ядерный реактор, позволяющий без дополнительных преобразований напрямую снабжать аппарат потребным количеством теплоты. В ходе работы по открытым источникам были проанализированы различные существующие виды и модели реакторов, а также рассмотрены варианты их компоновки и способы преобразования выделяемой ими тепловой энергии в электрическую. Так же были рассмотрены варианты возможного энергоснабжения аппаратуры орбитального модуля. Проведенный анализ характеристик известных ядерных реакторов, подтвердил потенциальную возможность создания с их помощью тепловых аэростатов, предназначенных для контактных исследований планет-гигантов.

#### 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](http://www.roscosmos.ru/media/files/docs/3/osnovi_do_2030.doc). - (дата обращения 24.09.2018).

## КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, ПРЕДНАЗНАЧЕННЫЙ ДЛЯ УТИЛИЗАЦИИ ВЕРХНИХ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

**М.В. Стогний** mihael199617@yandex.ru, h15r@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Приведены результаты проектирования космического аппарата-сборщика (КА-сборщик), главная задача которого, — очистка околоземного космического пространства от крупногабаритного космического мусора. Данная задача решается путем использования «малых» космических аппаратов, размещенных на борту КА-сборщика. Рассматриваются два варианта миссии. Первый — предполагает выведение на ракетеносителе (РН) тяжелого класса. Второй — подразумевает использование РН среднего класса и многоразовую дозаправку сборщика.*

В процессе освоения космоса неизбежно возникает космический мусор (КМ), так как ни один запуск ракет-носителей (РН) не обходится без такового. Из-за наличия КМ в околоземном пространстве возникает ряд проблем: затраты топлива на постоянное маневрирование космических аппаратов (КА) с целью избежать столкновения с КМ, невозможность запуска РН в любое время и др. Однако крупногабаритный космический мусор (КГКМ), каким являются вторые ступени РН, разгонные блоки (РБ), крупногабаритные КА, закончившие свое активное существование, несет в себе потенциальную проблему глобального характера — невозможность вообще осуществлять какую-либо деятельность в космосе. Действительно, в результате столкновения КГКМ с другим КА или КГКМ возможно образование такого огромного количества осколков, обладающих большими скоростями и отслеживание которых не представляется возможным, что неизбежно приведет к эффекту Кесслера [1].

Очистку низких околоземных орбит от объектов КГКМ предлагается осуществлять посредством космического аппарата-сборщика (КА-сборщик), на борту которого располагаются «малые» космические аппараты (МКА). КА-сборщик, после осуществления стыковки с КГКМ посредством двух симметрично расположенных манипуляторов, размещает в сопле маршевого ракетного двигателя МКА. Далее, в апоцентре орбиты

КГКМ, КА-сборщик отстыковывается и МКА выдает тормозной импульс для увода связки «КГКМ — МКА» на эллиптическую орбиту захоронения (ОЗ), перицентр которой проходит через плотные слои атмосферы Земли таким образом, чтобы время баллистического существования КГКМ не превышало 25 лет [2]. В свою очередь, КА-сборщик осуществляет перелет к следующему объекту КГКМ. Изменение параметров орбиты КГКМ предлагается производить в одноимпульсном режиме в связи с тем, что для этого потребуется меньший запас характеристической скорости (чем при выдаче второго импульса в перицентре орбиты) и, как следствие, меньше количества топлива, а также это позволит существенно уменьшить количество необходимых систем МКА.

Уборка КГКМ осуществляется по следующей схеме. РН выводит заправленный КА-сборщик с несколькими МКА на борту на опорную орбиту. Далее, либо двигательная установка самого КА-сборщика, либо РБ переводит КА-сборщик на орбиту КГКМ. Следующей стадией является этап ближнего наведения, в процессе которого КА-сборщик приближается к КГКМ. Далее происходит стыковка и гашение остаточной угловой скорости связки «КА-сборщик — КГКМ». Заключительным этапом является размещение МКА в сопле КГКМ, расстыковка и сведение с орбиты последнего. Повторение данной схемы происходит такое количество раз, какое количество МКА имеется на борту КА-сборщика.

Специфика предлагаемой компоновки КА-сборщика заключается в следующем. По мере выработки компонентов топлива и уменьшения количества МКА происходит смещение центра масс (ЦМ) КА-сборщика из начальной точки. В результате того, что данная компоновка позволяет перемещать жесткую связку из МКА вдоль продольной оси симметрии КА-сборщика, то тем самым появляется возможность поддерживать ЦМ последнего в окрестности одной и той же точки.

Поскольку в ряде случаев могут возникнуть проблемы с использованием того или другого РН, то целесообразно рассмотреть как минимум два класса РН в качестве средства выведения. При использовании РН тяжелого класса КА-сборщик полностью заправлен и ему нет необходимости осуществлять дозаправку. В случае же использования РН среднего класса количество топлива, имеющегося на борту КА-сборщика, недостаточно для осуществления всей миссии. Поэтому в тот момент, когда топливо на борту подходит к концу, подлетает КА-заправщик и осуществляет заправку. Сухая масса КА-сборщика по первому способу меньше, чем по второму, на массу стыковочного устройства и систем стыковки. Однако при использовании РН среднего класса резко уменьшается стоимость запуска, а также увеличивается количество объектов КГКМ, которое можно утилизировать в течение одной миссии.

### Литература

- [1] Kessler D.J., Cour-Palais B.G. Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt // *Journal of Geophysical Research*. 1978. Vol. 83, iss. A6. P. 2637–2646.
- [2]. Inter-Agency Space Debris Co-ordination Committee, IADC Space Debris Mitigation Guidelines, IADC-02-01, 2007. URL: [https://www.iadc-online.org/index.cgi?item=docs\\_pub](https://www.iadc-online.org/index.cgi?item=docs_pub) (accessed 28 sept 2018).

## **ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА НА БАЗЕ КЛАСТЕРА ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ЭКСПЕДИЦИИ НА МАРС**

**А.Н. Рязанцев**

ryazantsevartyom@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В настоящее время можно наблюдать тенденцию роста интереса к созданию космических перевозчиков с электроракетными двигательными установками (ЭРДУ). Программы по проектированию подобных буксиров разрабатывались с самого начала космической эры. Однако для создания таких аппаратов требуется довольно высокие значения энерговооруженности и расхода электрической энергии, что и стало большой проблемой в развитии данной тематики. За последнее десятилетие возвращение к созданию мощных энергодвигательных модулей в мире вызвано стремительным ростом технологических возможностей, способных обеспечить высокий уровень энерговооруженности космических аппаратов (КА).*

В данной работе рассматриваются особенности проектирования межпланетного буксира (МБ) с использованием многодвигательной электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) для реализации межпланетных миссий на Марс с последующим возвращением на Землю. Проведен анализ ЭРДУ. Определены тип и потребная мощность энергетической установки. Выбраны элементы конструктивно-компоновочной схемы МБ, определены их габариты. Выполнена массовая сводка МБ.

Основная сложность в решении задач оптимизации траекторий КА с двигателями малой тяги состоит в том, что продолжительность работы двигательной установки настолько велика, что за это время изменяется оптимальное направление ускорения. Эта их особенность исключает возможность решения задач механики полета в импульсной постановке. При наличии в составе аппарата энергетической и двигательной установок малой тяги полностью разделить задачи выбора проектных параметров и выбора траектория полета не удастся, что сильно осложняет анализ возможных проектов аппарата и траекторий движения. В данной работе основной целью является разделить задачи проектной и баллистической оптимизации и, что самое главное, найти оптимальное управление для межпланетного перелета МКБ на орбиту ИСЗ Марса.

В результате работы была составлена математическая модель расчета траектории межпланетного перелета Земля–Марс. Приведены результаты расчетов.

## **МОДЕРНИЗАЦИЯ ПРОГРАММЫ РАСЧЕТА ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЖИДКОСТНОЙ ДВУХСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ**

**В.И. Зубров**

**А.В. Карманов**

**Д.А. Кириевский**

**И.А. Кириллов**

vlad\_zubrov@mail.ru

Karmanov.aleksandr2011@yandex.ru

kda9700@mail.ru

dre-s@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Совершенствование вычислительной техники положительно сказалось на развитии методов решения современных задач моделирования технических систем, что повлекло за*

*собой необходимость создания расчетных компьютерных программ. В данной работе представлена разработка графического интерфейса программы определения проектно-баллистических характеристик жидкостной ракеты-носителя для вывода полезного груза на околоземную орбиту.*

Важным элементом любого конечного программного продукта является пользовательский интерфейс. Именно он отвечает за взаимодействие пользователя с расчетным алгоритмом программы, обеспечивая ввод, просмотр, редактирование, а также вывод необходимых данных в простом и удобном для пользователя виде. По этой причине этап разработки интерфейса является немаловажным элементом жизненного цикла продукта, от которого в дальнейшем зависит его конкурентоспособность.

Цель данной работы заключалась в создании принципиально нового графического пользовательского интерфейса (ГПИ) (англ. Graphical User Interface, GUI) и соответствующей модернизации программы, позволяющей автоматизировать задачу определения проектно-баллистических параметров жидкостной двухступенчатой ракеты-носителя. Данная программа была разработана аспирантом МГТУ им. Н.Э. Баумана Д. Брегадзе для проектирования ракет-носителей, выводящих полезный груз на околоземную орбиту.

В процессе создания конечного продукта был определен основной принцип разработки графической оболочки управления, а именно простота ее использования. Это позволило сформулировать основную задачу данной работы — необходимость создания эргономичного интерфейса, способствующего повышению комфорта и продуктивности работы пользователя с программой.

Помимо этого в процессе работы над конечным продуктом были выделены некоторые этапы разработки, характеризующие конкретные решаемые задачи.

Так, на первом этапе проведен опрос целевой аудитории в рамках определения минимального необходимого функционала программы. Это позволило составить полный перечень встроенных функций, которыми должен быть наделен конечный продукт.

Второй этап заключался в анализе основных принципов построения эргономичного интерфейса, а также изучению сторонних программ на предмет поиска оптимальных форм и наполнения графической оболочки управления. Результатом стал выбор некоторых образцов визуальных моделей, дизайнерские решения которых предполагалось использовать в создаваемом продукте.

На следующем этапе был создан оптимальный макет интерфейса на основе выбранных образцов с дальнейшим представлением его целевой аудитории для оценки полноты функционала и удобства использования. На основе полученных данных производились необходимые правки визуальной среды. За тем следовал дополнительный анализ построения интерфейса.

После выбора окончательного варианта графической оболочки управления последовал заключительный этап работы — внедрение разработанного интерфейса в финальную версию программного продукта с последующим анализом его практической работы и возможной коррекцией.

## ЭКОНОМИЯ ТОПЛИВА ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ПОЛЕТА К МАРСУ

**Н.М. Васильева**  
**Г.Н. Товарных**

nadya.vasileva.2016@list.ru  
tovarnjx@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Исследована возможность использования тросовой системы для полета к Марсу. Рассмотрен способ уменьшения характеристической скорости и затрат топлива при полете к Марсу путем дополнительного приращения скорости с помощью околоземной тросовой системы. Получены аналитические соотношения, позволяющие оценить процент уменьшения характеристической скорости и затрат топлива при использовании тросовой системы.*

В настоящее время активно разрабатываются проекты космических аппаратов (КА) для исследования Марса, а также пилотируемой экспедицией на эту планету [1]. Одним из главных вопросов, возникающих при реализации этих проектов, является поиск технических решений, направленных на уменьшение массовых характеристик КА.

В работе рассмотрена возможность использования тросовой системы (ТС) для уменьшения характеристической скорости, а, следовательно, и массы топлива при полете к Марсу. Тросовая система, совершающая орбитальное движение, состоит из двух соединенных между собой длинным тросом КА. Такие системы отличаются от КА традиционного типа большой протяженностью, а также недостатком в нижней части троса и избытком в верхней части троса орбитальной скорости. При этом угловая скорость всех элементов ТС одинакова. ТС имеет так же возможность менять длину троса путем выпуска или втягивания. Это позволяет регулировать взаимное положение и ориентацию аппаратов, передвигать по тросу грузы, присоединять и отсоединять от ТС различные объекты.

Применение ТС в космосе впервые было предложено К.Э. Циолковским для создания искусственной тяжести и Ф.А. Цандером для создания «космического лифта» от поверхности Луны до Земли. Более подробно вопросы, связанные с космической ТС, представлены в работах [2, 3]. Влияние длины троса и орбитального положения центра тяжести ТС на характеристическую скорость перехода с ТС на эллиптическую орбиту Гомана полета к Марсу рассмотрено в статье [4].

Если космический аппарат прикреплен к верхней платформе ТС тросовой системы, то он имеет линейную скорость вращения, превышающую местную круговую. Тогда характеристическая скорость перехода с верхней точки ТС на эллиптическую орбиту Гомана полета к Марсу будет равна разности между полной характеристической скоростью перехода с местной круговой орбиты на эллипс Гомана и линейной скоростью движения КА, прикрепленного к ТС.

При определенной длине верхней части троса характеристическая скорость может даже стать равной нулю. В этом случае переход с верхней части ТС на эллиптическую орбиту Гомана осуществиться без затрат топлива.

Для определения экономии топлива можно воспользоваться уравнением К.Э. Циолковского. Если для полета используется один и тот же разгонный блок, то можно положить конечную массу КА постоянной. Тогда процент выигрыша в массе топлива будет определяться из отношения чисел К.Э. Циолковского, полученных для старта с ТС и старта с опорной круговой орбиты, по которой движется центр тяжести ТС. В качестве примера рассмотрен старт с ТС, центр тяжести которой расположен на расстоянии 7000 км от центра Земли. Получены графики процента выигрыша характеристической скорости и затрат топлива в зависимости от длины верхней части ТС (расстояния меж-

ду центром тяжести и наиболее удаленной от Земли точки ТС). Так при длине верхней части ТС равной 800 км выигрыш топлива составляет более 50 %, а при длине 2100 км выигрыш топлива составит максимальное значение, т. е. 100 %.

#### Литература

- [1] Пилотируемая экспедиция на Марс / год ред. А.С. Коротеева. М.: ПАКЦ, 2006. 320 с.
- [2] Сидоров И.М. О возможности реализации полетов в космическом пространстве без использования принципа реактивного движения // Полет. 2002. № 9. С. 17–23.
- [3] Коровин В.В. Радиальное равновесие протяженного объекта на круговой орбите // Наука и образование: научное издание. 2016. № 1. С. 38–51. DOI: 10.7463/0116.0831018
- [4] Бирев Н.В. Использование тросовой системы для полета к Марсу // Политехнический молодежный журнал. 2016. № 3. С. 1–11.

## ОЧИСТКА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ ОТ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ ПУТЕМ ПЕРЕВОДА ИХ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ НА ОРБИТУ ЗАХОРОНЕНИЯ

**Н.Д. Каменев**

wilton.freeman@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассматривается вариант компоновки космического аппарата, целевой задачей которого, является очистка геостационарной орбиты путем перевода на орбиту захоронения космического мусора, в качестве которого в данной статье рассматривается разгонный блок «ДМ».*

В настоящее время становится все более очевидной проблема, связанная с заполнением космическим мусором (КМ) околоземного пространства. Поэтому функционирование космических аппаратов всегда находится под угрозой столкновения с каким-либо нефункционирующим объектом, либо с обломками. Хотя часть КМ и сводится самопроизвольно, за счет торможения об атмосферу Земли, все же большая часть мусора находится в свободном полете.

Одной из уникальных орбит является геостационарная орбита (ГСО). Ее очистка от отработавших объектов является ответственной задачей. Поэтому было решено перевести КМ с ГСО на орбиту захоронения (ОЗ), путем захвата объекта, стыковки с ним и перелетом на ОЗ.

В данном случае целевым объектом является разгонный блок ДМ, который при выводе на ГСО какого либо космического аппарата (КА) сам остался на ГСО, занимая на ней место. Таких объектов насчитано около 79 [1].

Баллистика рассматриваемого КА, разделяется на дальнее и ближнее наведение [2]. В маневр дальнего наведения входит формирование орбиты перелета и целевой орбиты ГСО. В маневр ближнего наведения входит подлет к КМ путем самонаведения, синхронизация движения КА с движением КМ, подлет с торца разгонного блока, захват манипуляторами и стыковка с соплом КМ. После захвата происходит перевод КМ на ОЗ. КА рассчитан на 15 перелетов. При последнем перелете КА остается вместе КМ на орбите ОЗ.

Представлены результаты подбора ракеты-носителя, так как именно он вносит ограничения по массе. Рассмотрены носители Зенит 3SL, Протон М, Ангара 5. Выбран Протон М, по причине его надежности и стабильности. В дальнейшем, возможно будет адаптировать КА к другой ракете-носителю.

В качестве маршевого двигателя выбрана маршевая установка разгонного блока Фрегат, работающая на АТ и НДМГ. В результате массового анализа установлено, что масса аппарата достигает 3000 кг, из которых масса топлива составляет около 1150 кг.

Общая компоновка включает три отсека: агрегатный, приборный, стыковочный узел. В агрегатном отсеке размещены баки топлива и баллоны наддува, для разгона турбонасосного агрегата маршевой двигательной установки. Так же здесь расположено маршевый двигатель и двигатели ориентации и необходимые антенны.

Приборный отсек предназначен для размещения в нем бортового комплекса управления, здесь находится бортовая вычислительная система, система управления движением и навигацией, система бортовых измерений и так же система электропитания, содержащая в своем составе литий ионные аккумуляторы и солнечные батареи. К приборному отсеку крепиться с двух сторон по манипулятору, прототипами которых послужили манипуляторы Европейского космического агентства «ERA» [3]. На приборном отсеке крепится стыковочный узел, предназначенный для стыковки с соплом КМ. Данный узел представлен системой «Штырь-конус»[4].

Предполагается, что реализация данной компоновки обеспечит эффективный процесс очистки геостационарной орбиты от крупногабаритного космического мусора.

#### Литература

- [1] Зеленцов В.В. Очистка околоземного космического пространства от космического мусора // Аэрокосмический научный журнал. МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016.
- [2] Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. Применение компьютерной алгебры при проектировании транспортно космического аппарата. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013. С. 11–15.
- [2] International Space Station. URL: [https://www.esa.int/Our\\_Activities/Human\\_Spaceflight/International\\_Space\\_Station/European\\_Robotic\\_Arm](https://www.esa.int/Our_Activities/Human_Spaceflight/International_Space_Station/European_Robotic_Arm) (accessed 23 April 2018).
- [3] Akin D.L. Department of Aerospace Engineering Space Systems Laboratory University of Maryland, Technical and economic feasibility of telerobotic on-orbit satellite servicing, Robotic Serviceability Of Satellites. 2005. P. 28–34.

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ СТУДЕНЧЕСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА БАЗЕ ОТКРЫТОЙ МОДУЛЬНОЙ АРХИТЕКТУРЫ

**Н.Н. Тютюнник**  
**Е.Р. Салиев**

t\_nik\_nik@bk.ru  
salievjek@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В настоящее время модульная архитектура является перспективным решением в проектировании космических аппаратов. Выделены основные конструкторские решения для модульных систем, такие как наличие базового модуля (шины), организация универсальных стыковочных узлов, а также единообразие конструктивных элементов. Полученные в результате анализа прототипов данные были использованы для проектирования альтернативных компоновок аппарата «Бауманец-3».*

В эпоху четвертой промышленной революции все больше организаций и специалистов в области проектирования беспилотных космических аппаратов интересуются разбиением аппаратов на функциональные блоки — так называемой модульной архитектурой. Авторы данной работы решили не отставать от мировых трендов и использовать наработки специалистов в данной области для разработки альтернативных конструкций студенческого КА на базе открытой модульной архитектуры.

В качестве основных прототипов рассмотрены аппараты NovaWurks SatLet [2], Modular Common Spacecraft Bus (MCSB) [3], Kibo (JAXA) [4]. На их примере выделены основные конструкторские решения для модульных систем, такие как наличие базового модуля (шины), организация универсальных стыковочных узлов, единообразие конструктивных элементов. Полученные в результате анализа прототипов данные были использованы для проектирования альтернативных компоновок аппарата «Бауманец-3».

Разработанный аппарат представляет собой совокупность трех крупных модулей: центрального, двигательного и целевого. Центральный включает в себя бортовой компьютер и приборные системы, обеспечивающие управление всеми аппаратными элементами КА; также в него входит система энергообеспечения, включающая аккумуляторные батареи. Солнечные панели представляют собой отдельный модуль, который может быть установлен на аппарате, в зависимости, от требуемой компоновочной схемы. Двигательный блок содержит в себе системы управления движением центра масс и вращением вокруг него, а именно: маршевый двигатель, систему стабилизации (маховики) и топливную систему. Целевой модуль включает в себе всю целевую аппаратуру, в данном случае — оптический блок. При необходимости, в дальнейшем, модуль с целевой аппаратурой может быть заменен на другой, выполняющий иные функции. Приборы, требующие определенного положения относительно осей ориентации аппарата, устанавливаются независимо принадлежности их определенным модулям. В данном случае это — антенны приема и передачи телеметрии, ориентированные в зенит и надир.

Модули объединяются в единую систему — КА посредством специальных стыковочных узлов, позволяющее обеспечить механический, электрический, а также информационный контуры. Подобное решение обеспечивает единую электрическую систему КА, взаимозаменяемость модулей, а также упрощает сборку аппарата в любых условиях существования как на Земле, так и на орбите. Среди предложенных оригинальных схем есть варианты как обслуживающего аппарата, так и обслуживаемого.

При сравнении подобной архитектуры с традиционной была выявлена общая тенденция увеличения массы и габаритов. Однако за счет дублирования и секционирования элементов выросла надежность, а применение стыковочных узлов упростило сборку.

Таким образом, учитывая преимущества модульной архитектуры, блочные варианты КА «Бауманец-3» могут конкурировать с оригинальной (традиционной) компоновкой как вариант проекторочного решения.

### Литература

- [1] Туманов А.В., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: учеб. пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. 572 с.
- [2] NovaWurks. Services: Conformal Spacecraft Services. URL: <http://www.novawurks.com/services/conformal-spacecraft-services/> (accessed 12 March 2018).
- [3] Ames Engineering Directorate. Ames Modular Common Spacecraft Bus. URL: <https://nasa.gov/centers/ames/engineering/projects/commonbus> accessed 12 March 2018).
- [4]. Internet Archive WayBack Machine. Kibo Japanese Experimental Module. URL: <http://iss.jaxa.jp/en/kibo/> accessed 12 March 2018).

## МАЛЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ С МОДУЛЬНОЙ АРХИТЕКТУРОЙ В ЭПОХУ ЧЕТВЕРТОЙ ПРОМЫШЛЕННОЙ РЕВОЛЮЦИИ

**Н.Н. Тютюнник**  
**Е.Р. Салиев**

t\_nik\_nik@bk.ru  
salievjek@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В настоящее время широкое распространение получили киберфизические системы, что приводит космическую промышленность к появлению автоматических космических аппаратов модульного типа. Были рассмотрены и проанализированы существующие КА модульного типа, выделены преимущества и недостатки архитектуры.*

Одна из текущих подзадач освоения околоземного космического пространства — индустриальное освоение НОО, на данный момент уже поставлены задачи вывода больших, более тысячи аппаратов, группировок КА. Однако, анализ засоренности околоземного пространства, факты столкновения спутников свидетельствуют о том, что дальнейшее продолжение экспансивной технологии запусков одноразовых КА, по крайней мере, в областях НОО и геостационарной орбиты, фатально опасно для будущей космонавтики. Это означает, что автоматический космос надо так же обслуживать, как сегодня обслуживаются пилотируемые объекты. Речь идет, в первую очередь, о ремонте, а также заправке и модернизации.

На данный момент уже в наличии необходимые условия для перехода к новой архитектуре автоматических КА, которая даст возможность обслуживания, а также множество иных преимуществ. Такая архитектура должна строиться по принципам киберфизических систем и иметь открытую архитектуру. Настоящая работа посвящена обзору и анализу автоматических космических аппаратов модульного типа.

Модуль представляет собой функциональный блок простой геометрической формы, выполняющий определенные задачи и обладающий всеми необходимыми интерфейсами для связи с более крупной системой. Благодаря обилию простых электронных компонентов система, собранная из нескольких таких модулей, «осознает» себя, имеет всю необходимую информацию о своем состоянии и способна им управлять, а каждый крупный ее блок может быть заменен на другой без особых сложностей.

В ходе анализа существующих аппаратов [1,2] были выявлены следующие преимущества таких систем:

- Гибкость и универсальность. Предложенная структура позволяет создавать одинаковые или кратные по размерам модули для спутников разных типов и классов. В перспективе это позволяет изменить размер или назначение космических аппаратов, вплоть до изменений на последних стадиях жизненного цикла.

- Устойчивость к отказам и устареванию. Распределенные общие ресурсы обеспечивают избыточность и постепенную деградацию. Надежность задается количеством одинаковых компонентов. Кроме того, поскольку все компоненты находятся в одном цифровом контуре, то если изменится какой-либо стандарт или протокол, всегда есть возможность путем программирования отладить работу спутника.

- Удобство сборки и обслуживания. Модульная структура дает возможность относительно несложной замены любого компонента. Стандартизация стыковочных узлов задает единые принципы для наземной, орбитальной ручной и орбитальной автоматической сборок. Как следствие — решается проблема переполненной орбиты.

- Снижение стоимости. Так как все модули либо одинаковые, либо кратные по размерам, то удобно применять серийное производство, что позволяет значительно удешевить и упростить изготовление КА.

Также были выделены и недостатки:

- Повышенная масса аппарата, по сравнению с традиционной сборкой.

Новая структура — это, в первую очередь, отдельная силовая конструкция для каждого модуля. Кроме того, стыковочные узлы также увеличивают конечную массу аппарата.

- Новизна такой структуры может стать причиной повышенных затрат в ее освоении. В настоящее время опыт проектирования подобных аппаратов недостаточен, но есть возможность опираться на проекты пилотируемых систем.

- Сложность разработки элементов конструкции. В частности, проблема возникает при проектировании стыковочных узлов, которые должны обеспечить единый контур коммуникаций.

Таким образом, переход к подобной архитектуре требует большого анализа, но это направление кажется весьма перспективным на данном этапе существования космической отрасли и представляет интерес. Представленные результаты исследования планируется применить к созданию космического аппарата на базе «Бауманца-3».

#### Литература

- [1] Туманов А.В., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: учеб. пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. 572 с.
- [2] Пат. 2374148 РФ. Модульная конструкция космического аппарата / Е.П. Баснев, А.В. Вовк // Оубл. 27.11.2009.

## ПРОЕКТ МОДЕЛИ ДЛЯ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ВАРИАНТОВ КОМПЛЕКСА СРЕДСТВ ПОСАДКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО ВОЗВРАЩАЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

**В.Е. Миненко**

goodday1122@mail.ru

**С.Б. Быковский**

**А.В. Косенкова**

**А.Г. Якушев**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Современный уровень развития техники позволяет осуществить разработку перспективного универсального возвращаемого аппарата для околоземных космических полетов, полетов к Луне и для марсианской экспедиции. В качестве такого аппарата для снижения перегрузок при входе в атмосферу и увеличения дальности бокового маневра целесообразно использовать аппарат класса «несущий корпус». В работе представлен проект модели такого аппарата для дозвуковых летных испытаний вариантов комплекса средств посадки.*

Освоение космического пространства продолжается. Современный уровень развития техники и медицины дает шанс Человечеству вплотную подойти к реализации межпланетной экспедиции к Марсу. Оптимизация полетных траекторий к Марсу с учетом различных аварийных вариантов возвращения показала необходимость создания возвращаемых аппаратов с гиперболическими скоростями входа в атмосферу Земли. При этом для снижения перегрузок и лучистого теплового потока необходимо переходить к аппаратам класса «несущий корпус» с заостренной носовой частью и с аэродинамическим качеством на гиперзвуковых скоростях 0,8...1,5. Более высокое значение аэродинамического качества аппаратов класса «несущий корпус» позволит также зна-

чительно увеличить возможность бокового маневра не только при возвращении из межпланетных экспедиций, но и после орбитального околоземного полета. Поэтому возвращаемый аппарат класса «несущий корпус» можно рассматривать как перспективный универсальный возвращаемый аппарат для околоземных космических полетов, полетов к Луне и для марсианской экспедиции.

На сегодняшний день существуют десятки отечественных и зарубежных проектов перспективных возвращаемых аппаратов. Основной недостаток большинства из них — отсутствие практической реализации. В этой работе представлен проект модели для дозвуковых летных испытаний вариантов комплекса средств посадки возвращаемого аппарата класса «несущий корпус» на одном из самых важных, завершающем этапе полета — посадке. Разработку конструкторской документации и изготовление модели можно осуществить силами студенческого конструкторского бюро. Создание этой модели и проведение ее летных испытаний позволит подтвердить аэродинамические характеристики и математическую модель динамики движения аппарата на дозвуковых скоростях, позволит выявить наиболее проблемные вопросы практической реализации элементов конструкции вариантов комплекса средств посадки, а также позволит создать молодежный коллектив с опытом практической отработки конструкции перспективного возвращаемого аппарата.

## **СОЗДАНИЕ И РАЗВИТИЕ КОСМИЧЕСКИХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ, СРАВНЕНИЕ ИХ ТОЧНОСТИ**

**Н.А. Сухорукова**

zi@bmstu.ru

**Е.В. Зеленцова**

**А.В. Сухоруков**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В статье рассмотрена история развития спутниковых радионавигационных систем (СРНС), приведены основные характеристики современных глобальных СРНС и направления их развития. Проведены практические измерения точности местоопределения с помощью СРНС NAVSTAR, СРНС ГЛОНАСС и при их совместном использовании, представлен сравнительный анализ результатов измерений. Приведены основные направления совершенствования СРНС.*

Запуск первого спутника не только ознаменовал собой начало космической эры, но и открыл новую страницу навигации — космическую радионавигацию. В начале 60-х годов в СССР и США началось создание первых спутниковых радионавигационных систем военного назначения на базе низкоорбитальных космических аппаратов (КА), предназначенных для навигационного обеспечения в первую очередь подводных лодок. Обе системы обладали существенными недостатками, основными из которых были отсутствие глобальности и невозможность использования для объектов, находящихся выше уровня моря [1].

Необходимость навигационного обеспечения летательных аппаратов, повышения точности и глобальности местоопределения обусловили в 70-е годы развертывание в СССР и США работ по созданию глобальных СРНС, известных как ГЛОНАСС и NAVSTAR. Высоты орбит КА этих систем примерно равны, существенно отличается геометрия построения группировок [2]. Большее значение наклона орбиты КА СРНС ГЛОНАСС улучшает точность в приполярных широтах по сравнению с СРНС NAVSTAR.

Измерение координат объекта может быть произведено с помощью любой аппаратуры потребителя — от специализированного программно-аппаратного комплекса до обычного смартфона.

Практическое определение местоположения стационарного объекта проведено с помощью СРНС NAVSTAR, СРНС ГЛОНАСС и при их совместном использовании.

Для неподвижного объекта определялось местоположение три раза:

- с использованием спутников СРНС NAVSTAR;
- с использованием спутников СРНС ГЛОНАСС;
- при совместном использовании СРНС NAVSTAR и ГЛОНАСС.

В статье представлены результаты измерений, анализ которых показал, что наименьшую точность определения координат объекта, расположенного в районе Москвы, дает СРНС NAVSTAR, ошибка местоопределения при этом составляет 19 м. Использование системы СРНС ГЛОНАСС дает, по сравнению с СРНС NAVSTAR, повышенную примерно на 30 % точность, ошибка при этом составляет 14 м. Объясняется это тем, что объект находится ближе к полюсу, чем к экватору. Совместное использование обеих радионавигационных систем позволяет, за счет выбора оптимального созвездия космических аппаратов, повысить точность местоопределения, в этом случае ошибка уменьшается до 12 м.

Обе системы обслуживаются военными ведомствами России и США, которые в критических ситуациях могут вносить в «открытый» навигационный сигнал принудительные искажения для исключения использования системы противником [3]. Это обусловило необходимость разработки собственных СРНС другими государствами (коалициями государств).

В 2000 году Китай начал реализацию основанной на геостационарных КА местной СРНС «Бэйдоу» (Compass), которая должна к 2020 году стать глобальной. К этому же году должна быть полностью развернута европейская СРНС Galileo. Характеристики этих систем также представлены в данной работе.

Совершенствование СРНС идет по следующим основным направлениям [4]:

- повышение точности и достоверности навигационных определений;
- увеличение информативности навигационных сообщений;
- определение целостности навигационного поля;
- повышение помехозащищенности и устойчивости навигационных сигналов;
- повышение надежности и увеличение срока активного существования бортовой аппаратуры навигационных спутников.

Сегодня СРНС широко используются всеми в повседневной жизни. Применение бытовых навигаторов позволяет выстраивать оптимальные логистические маршруты и экономить время и средства при доставке товаров. За счет этого повышаются безопасность на дорогах, уменьшаются интервалы ожидания общественного транспорта, совершенствуется контроль соблюдения режима труда и отдыха водителей, экономятся средства [3].

За свою более чем полувековую историю СРНС прошли путь от закрытых вспомогательных навигационных систем с весьма ограниченным количеством военных потребителей, которые могли уточнять свои координаты лишь в течении примерно 5 минут с интервалами 1,5 часа и ошибками местоопределения в сотни метров, до глобальных систем непрерывного позиционирования с точностью в несколько метров, доступными для использования практически неограниченному количеству военных и коммерческих потребителей. Не только Россия и США, но другие государства и коалиции государств создают собственные СРНС, поэтому конкуренция на этом рынке будет способствовать совершенствованию потребительских свойств бытовых навигационных устройств.

### Литература

- [1] Старцев В.К. Очерк истории создания глобальной навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2016. № 2. т. 3. С. 82–88.
- [2] Серапинас Б.Б. Глобальные системы позиционирования: учеб. издание. М.: ИКФ «Каталог», 2002. 106 с.
- [3] США умышленно искажают сигналы GPS. URL: <http://investxp.ru/blogs/antiusa/sshamuyslenno-iskazhayut-signal-y-gps/> (дата обращения 10.09.2018).
- [4] Кноблик О. Внедрение ГЛОНАСС: проблемы и перспективы // Вестник ГЛОНАСС. 2013. № 4 (15).

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕСУРСОВ ОКОЛОЗЕМНЫХ АСТЕРОИДОВ ДЛЯ СНАБЖЕНИЯ ИНОПЛАНЕТНЫХ КОЛОНИЙ

**Ш.Н. Биктимиров**<sup>1</sup>

shamil.biktimirov@skoltech.ru

**Р. Липкис**<sup>2</sup>

**А.Г. Топорков**<sup>3</sup>

**П.О. Скобелев**<sup>4</sup>

**А.В. Царев**<sup>4</sup>

**А.Б. Иванов**<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Сколковский институт науки и технологий

<sup>2</sup> Стэнфордский университет

<sup>3</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>4</sup> НПП «Разумные решения»

*Развитие человечества за пределами Земли требует решения проблемы обеспечения инопланетной колонии ресурсами. В данной работе рассматривается концепция развития межпланетной экономики с использованием астероидов в качестве источника ценных материалов для колонизации Марса. Для оценки эффективности использования астероидных ресурсов проведен сравнительный анализ вышеупомянутого подхода с доставкой ресурсов непосредственно с Земли.*

С давних времен околоземные астероиды рассматриваются как источник различных материалов для земных нужд [1]. Причиной этому является относительно низкая характеристическая скорость для прямых и обратных перелетов с Земли на астероиды и большое разнообразие полезных ископаемых. Однако, при текущем уровне технологий и стоимости запусков добыча космических ресурсов является экономически невыгодной. Для того чтобы сделать данную модель прибыльной необходимо обеспечивать большие объемы добычи и транспортировки, что является невозможным, поскольку на данный момент не существует инфраструктуры, позволяющей заниматься добычей и обработкой космических ресурсов [2].

В данной работе рассматривается концепция использования астероидных ресурсов для снабжения потребностей Марса. Запасы в недрах Марса не позволяют покрыть все потребности колонии, поскольку их количество и разнообразие ограничено и значительно уступает недрам Земли. Для производства топлива, строительных блоков и других материалов понадобится транспортировка ресурсов извне. Таким образом, рассматривается два сценария по снабжению марсианской колонии. Очевидным образом, все необходимые ресурсы могут быть отправлены с Земли. С другой стороны, мы хотим рассмотреть преимущество использования астероидных ресурсов. Для решения данной задачи рассмотрена межпланетная сеть с группой околоземных

астероидов и Земли, являющихся источникам ресурсов и колонией на Марсе и заданными потребностями.

Работа состоит из трех частей. Во-первых, рассмотрена задача, заключающаяся в выборе конкретных астероидов, удовлетворяющих требованиям миссии. Мы рассмотрели 20-летнюю кампанию по снабжению Марса ресурсами, которая начинается с первого января 2050 года. Грузовой космический корабль для транспортировки сырья и материалов имеет запас характеристической скорости равный 6 соответствующий массе полезной нагрузки в одну тонну. Требования к целевым астероидам задаются согласно параметрам миссии. Для предварительного отбора астероидов используется база данных лаборатории реактивного движения НАСА, а также расчет характеристической скорости согласно упрощенной модели [3]. Во второй части работы производится расчет стартовых окон между узлами транспортной сети для снабжения Марса. Для каждого перелета, такого, например, как рассчитываются карты характеристических скоростей. После чего находятся локальные минимумы таких карт, соответствующие требованию на максимальную характеристическую скорость, что и является набором стартовых окон на протяжении миссии. В заключение проведено сравнение различных подходов развития колоний на Марсе. Показывается ряд преимуществ использования астероидов в межпланетной экономике, таких как повышение потенциально возможной численности колонии, обеспечение автономности от земных ресурсов и снижение затрат топлива на транспортировку материалов.

#### Литература

- [1] Hein A.M. et al. Exploring Potential Environmental Benefits of Asteroid Mining // 69th International Astronautical Congress (IAC). 2018.
- [2] Hein A.M. et al. A Techno-Economic Analysis of Asteroid Mining // 69th International Astronautical Congress (IAC). 2018.
- [3] Shoemaker E.M., Helin E.F. Earth-approaching asteroids as targets for exploration. 1978.

## УВЕЛИЧЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИЗУЧЕНИЯ СИСТЕМНОЙ ИНЖЕНЕРИИ ЗА СЧЕТ ЗАПУСКОВ СТРАТОСФЕРНЫХ ЗОНДОВ

**Н. Муллин**  
**Р. Ахтямов**  
**А. Иванов**

N.Mullin@skoltech.ru

Сколковский институт науки и технологий,

*Постоянное усложнение техники современных космических систем привело к повышению спроса на навыки системного проектирования. В статье описаны курсы системного инжиниринга для магистрантов и аспирантов, регулярно проводимые в Сколковском научно-техническом институте (Сколтех).*

Одной из дисциплин для поддержки реализации инженерных систем и управления техническими рисками является системная инженерия (СИ). СИ предлагает подходы и методы для решения сложных систем. Исторически она была задумана для крупных правительственных и военных проектов, таких как Манхэттенский проект, однако, в настоящее время для управления проектами также применяют методы и подходы СИ

[1]. В частности, в отраслях, связанных с программированием, очень популярной становится должность системного аналитика [2].

Одновременно с ростом популярности методов СИ возникает спрос и на новых системных инженеров. Например, с 2012 по 2017 года число специалистов в области системного инжиниринга INCOSE ежегодно увеличивалось в среднем на 20% [3].

Системные инженеры отвечают за концепцию, архитектуру и устройство системы. Международный Совет по системному проектированию (INCOSE, incose.org) определяет ключевые обязанности системного инженера следующим образом: они сосредоточены на определении потребностей клиентов и требуемой функциональности на ранней стадии цикла разработки, документировании требований, а затем разработки конструкции и проверки системы при рассмотрении в целом: операции, производительность, тестирование, производство, стоимость и график, обучение и поддержка, утилизация [4].

Для удовлетворения потребности в системных инженерах такие организации как INCOSE CSEP (Certified Systems Engineering Professional) и другие организации по всему миру предлагают курсы магистратуры, курсы повышения квалификации. НАСА имеет программу развития системного инженерного образования [5].

Учебный процесс по таким дисциплинам, как СИ, требует ярких и практических примеров. Значительное увеличение вовлеченности студентов может быть достигнуто путем внедрения реальных проблем и реальных потребностей клиентов. Командная работа и взаимодействие с экспертами, практическая работа и опыт необходимы для понимания концепций и методов СИ. Этот курс дает возможность испытать полный проект за 2 месяца.

В статье описывается использование стратосферных зондов (СЗ) для облегчения обучения в аэрокосмической области. При относительно небольшой стоимости, латексные зонды могут доставлять несколько килограммов полезной нагрузки на высоты 25...30 км. Проекты с СЗ закладывают основу для проектов космической техники в минимальные сроки. Такая околокосмическая среда позволяет передать основные принципы построения систем и провести ряд экспериментов.

Для курсового проекта, описанного в этой статье, наши коллеги из Научно-исследовательского института космической медицины (Москва) согласились выполнять роль заказчика. Эксперимент состоял в изучении реакции живых клеток на условия стратосферы. В течение семестра студенты прошли все основные этапы жизненного цикла системы, такие как анализ заинтересованных сторон, разработка концепции, производство, операции и утилизация системы. 30 студентов, разделенных на пять групп, взаимодействуют с заказчиком и экспертами в различных областях. В итоге заказчику было представлено пять различных концепций, все они были утверждены и запущены в эксплуатацию. Две команды смогли предоставить результаты, достаточные для нужд заказчика (клетки пережили эксперимент). Все команды студентов сделали выводы о проделанной работе и дали положительную оценку накопленному опыту.

При преподавании данного курса мы успешно применили подход CDIO (Create, Design, Implement, Operate или создание, проектирование, внедрение, эксплуатация), который подразумевает активное обучение и учет жизненного цикла системы. Подход к преподаванию СИ с применением СЗ успешно проводится в Сколтехе на протяжении 4 лет. Мы рассматриваем это как хорошо зарекомендовавший себя подход к знакомству студентов с системной инженерией сложных космических систем.

#### Литература

- [1] Graßler I.J. Hentze Application Potentials of Systems Engineering for Small and Middle-sized Enterprises // Procedia CIRP. 2018. Vol. 67. P. 510–515.

- [2] Computer Systems Analysts: Occupational Outlook Handbook: U.S. Bureau of Labor Statistics. URL: <https://www.bls.gov/ooh/computer-and-information-technology/computer-systems-analysts.htm> (accessed 17 Sep 2018).
- [3] IncoSE. INCOSE SEP Program Statistics. 2018.
- [4] IncoSE. Systems engineering handbook: A Guide for System Life Cycle Processes and Activities. 4th edition. 2015.
- [5] Hoffpauir D. NASA Systems Engineering Leadership Development Program (SELDP). 2015.

## СТУДЕНЧЕСКИЙ ПРОЕКТ: КАПСУЛА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ БИОМАТЕРИАЛА НА МАЛОЙ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЙ РАКЕТЕ

**Н. Муллин**

N.Mullin@skoltech.ru

Сколковский институт науки и технологий,

*27 июля 2017 года с ракетной станции Знаменск Астраханской области стартовала малая метеорологическая ракета ММР-06. Эта ракета несла полезную нагрузку с системой жизнеобеспечения живых ячеек, которая была создана в ходе студенческого проекта в Московском политехническом университете.*

Малые ракеты полезны в учебных целях для студентов, изучающих космическую технику. Есть небольшие бумажные ракеты [1], ракеты, которые могут достигать высоты до 5 км, такие как всемирно известный межвузовский конкурс ракетостроения (IREC) — ежегодный конкурс, спонсируемый Ассоциацией экспериментальных зондирующих ракет (ESRA) [2]. Согласно регламенту IREC, необходимо строить ракету, а иногда и полезную нагрузку (ПН). ПН должна быть проверена на профессиональной ракете. Самый известный проект — эксперименты с ракетами и воздушными шарами REXUS. Этот проект позволяет студентам и ученым выполнять космические и ракетные проекты [3, 4].

Аналогичный подход был применен и для подготовки студентов Московского политехнического университета, г. Москва. Проект был реализован благодаря сотрудничеству с постановщиком научного эксперимента НИИ космической медицины и Центральной аэрологической обсерватории, г. Долгопрудный. Прогресс в цитологии позволил специалистам Института космической медицины поставить эксперименты, которые уже проводились в прошлом. Ученые из НИИ космической медицины интересовались испытаниями живых клеток в условиях полета ракеты: линейное ускорение, угловая скорость до 7 оборотов в секунду, кратковременная микрогравитация.

Центральная аэрологическая обсерватория имеет большую историю метеорологических запусков ракет во второй половине 20 века. В настоящее время прогресс в электронике позволяет производить полезную нагрузку небольших размеров, что освободило место для дополнительных экспериментов. Свободное пространство: усеченный конус с верхним диаметром: 100 мм; нижний диаметр: 150 мм; высота: 180 мм. Высота полета в пике составляет около 60 километров.

Группе из 14 студентов Московского Политеха посчастливилось присоединиться к проекту, связанному с реальным запуском настоящей метеорологической ракеты. С образовательной точки зрения реальный профессиональный запуск ракеты позволяет студентам почувствовать ответственность за успех миссии.

Капсула для термостатических клеток должна поддерживать температуру 37 °C в течение всего времени нахождения в ней биоматериала. Есть несколько этапов: предпусковые операции (1 час), запуск (8 мин), спуск на парашюте (1 час), удар на земле,

поиск (2–12 часов). Поисковая операция может занять больше времени, если запуск проводится вечером. В этом случае поисковая операция должна быть утром. Для этого потребуется до 15 часов. Предел массы полезной нагрузки на ракете: 2,5 кг. Место запуска-ракетная станция Знаменск (48°45'N, 45°44'E) Астраханская область, Россия.

Во время запуска регистрировались инерционные параметры. Успешно осуществлена посадка зондов с живыми клетками, температура в целом находилась в требуемых пределах. Ученые из Научно-исследовательского института космической медицины получили интересные результаты, но для их требуется запустить несколько новых ракет для сбора дополнительной статистики.

В ходе проекта студенты получили большой опыт работы и знания из различных областей: от системного проектирования, проектного планирования до проектирования механических, электрических, тепловых систем, схожих с космическими. Апробированная платформа открывает новые возможности для сотрудничества российских и зарубежных партнеров.

#### Литература

- [1] Tomita, N., Watanabe, R., & Nebylov, A. V. Hands-on education system using water rocket // Acta Astronautica. 2007. Vol. 61 (11–12). P. 1116–1120.
- [2] Bowman S.S., Byrne K.J., Capatina A., Loper-Leddy A.S., Van Schoyck J.A. Two-Stage, High-Altitude Rocket with Internal Skeleton Design Entered in Advance Category of 7th ESRA IREC. 2012.
- [3] Carandente, Valerio et al. A Study on Earth Re-entry Capsules with Deployable Aerobrakes for Recoverable Microgravity Experiments // Microgravity Science and Technology 27.3. 2015. P. 181–191.
- [4] Zabori B. et al. REM-RED Cosmic Radiation Monitoring Experiment On-Board the REXUS-17 Sounding Rocket // 22nd ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research. 2015. Vol. 730.

## МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ НАНОСПУТНИКА КАК ИНСТРУМЕНТ В ПЛАТФОРМЕ ПАРАЛЛЕЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

**А. Мафouz**<sup>1</sup>

**А. Анненкова**<sup>2</sup>

**К. Латышев**<sup>1</sup>

**Д. Притыкин**<sup>1</sup>

dpritykin@rambler.ru

<sup>1</sup> Сколковский институт науки и технологий

<sup>2</sup> Московский физико-технический институт

*В работе представлена модель системы ориентации и стабилизации (СОС), предназначенная к использованию на предварительных стадиях проектирования наноспутника в соответствии с методологией параллельного проектирования, принятой Европейским космическим агентством (ЕКА). Модель реализована в Matlab/Simulink и интегрирована с используемой ЕКА платформой параллельного проектирования.*

В течение двух последних десятилетий специалисты ЕКА разработали и внедрили технологию проектирования космических миссий на основе лаборатории параллельного проектирования (Concurrent Design Facility) [1]. Лаборатория предлагает разработчикам специализированное оборудование и программное обеспечение для быстрого и эффективного взаимодействия экспертов, отвечающих за разные подсистемы. Зада-

ча программного обеспечения, а именно, платформы параллельного проектирования (Concurrent Design Platform, CDP) [2], состоит в предоставлении среды и возможностей моделирования, необходимых для параллельной разработки всех подсистем и последующего объединения их в одну систему. Специалисты Космического центра Сколтеха опробовали этот подход в разработке нескольких проектов. Методология зарекомендовала себя в разных центрах разработки аэрокосмической направленности во всем мире, существенно сокращая время и усилия участвующих в разработке специалистов. В этой работе мы представляем разработанную нами модель СОС, интегрированную в платформу CDP и, тем самым, ставшую одним из инструментов в процедуре параллельного проектирования наноспутников.

Мы демонстрируем пример работы в рамках концепции параллельного проектирования с точки зрения одной из задействованных в разработке 3U-кубсата команд, отвечающей за СОС. Задача команды состоит в выборе компонентов и алгоритмов СОС, удовлетворяющих требованиям к выполняемым космическим аппаратом (КА) задачам с учетом ограничений на массу и потребление. Обычно задачи миссии определяют полезную нагрузку и требования к орбите, а те, в свою очередь, определяют требования к остальным подсистемам, включая СОС. По этой причине даже на ранних стадиях проектирования СОС существует общее представление о параметрах орбиты КА, основных режимах и требованиях к точности определения и поддержания ориентации. Затем необходимо сделать корректные оценки производительности СОС, которая достигается при использовании тех или иных датчиков и исполнительных органов.

С одной стороны, CDP позволяет хранить базу данных с техническими характеристиками стандартных компонентов, что облегчает процедуру проектирования. С другой стороны, это не отменяет необходимости моделирования для получения корректных оценок показателей качества работы СОС. Более того, во время сессий параллельного проектирования возникает необходимость проверки разных гипотез и наборов параметров. Для автоматизированной обработки всех предлагаемых изменений, мы разработали модель СОС и интегрировали ее в платформу CDP.

Модель делится на пять основных блоков.

Блок динамики аппарата отвечает за интегрирование уравнений движения центра масс и вращательной динамики. Модель движения центра масс сознательно упрощена до кеплеровского движения, к которому добавлена прецессия орбиты вследствие второй зональной гармоники гравитационного потенциала Земли. Другие факторы, вообще говоря, влияющие на эволюцию орбиты, нами не учитываются, поскольку характерное время этой эволюции существенно превышает время, необходимое для оценки работы СОС. Вращательная динамика моделируется с помощью уравнений Эйлера и уравнений Пуассона в кватернионах.

Блок внешней среды содержит модели всех факторов внешней среды, влияющих на работу СОС. Здесь определяется направление на Солнце, реализована модель магнитного поля Земли, модель плотности атмосферы. Эти модели важны для имитации работы датчиков СОС и вычисления моментов сил, действующих на КА. В модели учитывается действие гравитационного момента, магнитного момента, момента сил сопротивления атмосферы, а также момент сил солнечного давления. Впрочем, в зависимости от параметров орбиты или самого КА, некоторые моменты могут исключаться из модели.

Блок датчиков моделирует работу датчиков СОС, среди которых могут быть магнитометры, датчики угловой скорости, солнечные и звездные датчики. Технические характеристики датчиков хранятся в базе данных CDP. Модели датчиков используют определенные их спецификациями точностные характеристики, количество и размещение датчиков в конструкции (данные соответствующей подсистемы в CDP), а также условия среды (например, сигналы солнечных датчиков зависят от положения и ориентации КА).

Блок определения ориентации моделирует обработку сигналов датчиков. Здесь реализованы стандартные алгоритмы определения ориентации (как, например, TRIAD) в сочетании с алгоритмами фильтрации сигнала (набор реализаций фильтра Калмана).

Блок управления реализует алгоритмы управления для двух стандартных режимов функционирования КА — демпфирование угловой скорости (для которого использована модификация [3] известного алгоритма Bdot) и номинальный режим ориентации (в котором используется модификация алгоритма трехосной магнитной ориентации, предложенная в [4]). В этом блоке также реализована модель работы исполнительных органов, выбор которых в настоящий момент ограничен магнитными катушками в различном исполнении. Такой выбор обусловлен тем, что в наших проектах до сих пор требования к точности поддержания ориентации были достаточно мягкими, однако в будущем планируется расширить модель и использовать в качестве органов управления двигателя-маховики.

Модель реализована в Matlab/Simulink и при запуске позволяет инициализировать значения параметров системы непосредственно из CDP. Таким образом, при изменении параметров любой другой подсистемы, модель СОС получает информацию об этих изменениях и расчеты всегда производятся с корректными значениями переменных, согласованными со всеми подсистемами. Вычисленные моделью оценки, а также иные результаты модели могут быть импортированы в CDP и прочитаны другими подсистемами, что обеспечивает корректную работу процедур параллельного проектирования. В результате работы модели вычисляется масса СОС, оценка определения ориентации, характерное время демпфирования угловой скорости, характерная точность поддержания ориентации, характерное потребление энергии в различных режимах. Модель также может быть использована для определения энергобаланса КА совместно с инструментами подсистемы, отвечающей за электропитание.

#### Литература

- [1] Bandecchi M., Melton B., Ongaro F. Concurrent Engineering Applied to Space Mission Assessment and Design // ESA bulletin. September 1999.
- [2] Concurrent Design Platform. URL: <https://github.com/RHEAGROUP/CDP4-IME-Community-Edition> (accessed 10.10.2018)
- [3] Fonod R., Gill E. Magnetic Detumbling of Fast-tumbling Picosatellites. 69th International Astronautical Congress. Bremen, Germany, 2018.
- [4] Ivanov D.S., Ovchinnikov M.Y. et al. Advanced numerical study of the three-axis magnetic attitude control and determination with uncertainties // Acta Astronautica. 2017. Vol. 132. P. 103–110.

## КАДРОВОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАУКОГРАДОВ. ИНЖЕНЕРЫ

**М.И. Кузнецов**

**kmikmi@mail.ru**

Союз развития наукоградов

*Представлен опыт, особенности и направления развития кадрового инженерного обеспечения предприятий и организаций наукоградов в историческом и институциональном аспектах.*

Концентрация интеллекта и его использование для целей развития, принципы и подходы к формированию и реализации соответствующей политики были вчера и остаются сегодня весьма актуальными. В нашей стране это нашло свое воплощение в нор-

мативно заложенных «насыщенных» научными и конструкторскими организациями, наукоемкими предприятиями особых территориальных образованиях — с 1991 года их называют наукоградом.

Большинство российских наукоградов создавалось в 30-х, 50-х и 70-х годах прежде всего для реализации крупнейших проектов развития военно-промышленного комплекса и его научно-технической поддержки — специфических «глобальных» проектах СССР. Именно это привело к созданию ряда научно-технических комплексов с соответствующими поселениями [1].

Наукограды сыграли ведущую роль в ракетно-космическом, атомном, биологическом и других направлениях развития СССР и России. Сегодняшние российские наукограды весьма различны по местам и условиям расположения, масштабу, характеру, видам деятельности; часть из них до сих пор являются закрытыми и имеют соответствующий статус. В качестве наиболее ярких «представителей» наукоградских кластеров можно назвать: в авиационном — Жуковский, Томилино; в атомном — Саров, Трёхгорный (оружейное направление), Дубна, Обнинск, Протвино, Троицк, (преимущественно гражданское направление) и др.; в ракетно-космическом — Королёв, Реутов, Химки, Миасс, Дзержинский и др., в «академическом» — Пущино, Новосибирский академгородок, Черногловка и др. [2].

Такое масштабное размещение научно-технических предприятий и организаций на новых, как правило, удаленных от традиционных и неосвоенных территориях, требовало и особого подхода к кадровому обеспечению. Прежде всего это относилось к научному и особенно к инженерному составу и высококвалифицированному управленческому персоналу с хорошим инженерным образованием.

Первой моделью кадрового обеспечения наукоградов, особенно ядерной и ракетно-космической специализации стало своеобразное «десантирование». В столице и других крупных городах отбирались необходимые как уже сложившиеся опытные специалисты, так и выпускники вузов необходимых направлений подготовки. И такой «десант» составлял основу разворачивавших свою деятельность новых предприятий и организаций. Для очень нужных высококвалифицированных специалистов (особенно в случае сравнительно недалеко располагавшихся «от центра» наукоградов) использовался своеобразный, говоря современным языком, «аутсорсинг» — они продолжали жить там, где жили, а работали в наукограде.

По мере развития территории в большинстве наукоградов формировалась более комфортная и привлекательная среда и лучшие по сравнению с другими территориями социальные условия. Это способствовало появлению новой модели кадрового пополнения — своеобразной «притечке мозгов». Молодые специалисты уже охотно ехали в новые места с хорошими условиями жизни, да и к тому же лучшими условиями профессионального и карьерного роста. Распределение выпускников ведущих вузов на работу в наукограды становилось престижным. Стали организовываться специальные кафедры в вузах с участием предприятий и организаций наукоградов, а затем и кафедры непосредственно на предприятиях, как правило для старшекурсников.

Следующим этапом стала организация целых образовательных комплексов — филиалов ведущих вузов. Наибольшее развитие с советское время эта система получила в наукоградах атомного комплекса, где она создавалась на протяжении более 50-ти лет на базе — МИФИ. В период создания научных центров и промышленных предприятий в закрытых городах, в них открывались отделения (филиалы) Московского государственного инженерно-физического института (МИФИ), ориентированные как на подготовку исследователей, так и на кадровое обеспечение наукоемкого производства. Один из факультетов был размещен в Обнинске Калужской области. В 1985 году на его базе был создан Обнинский институт атомной энергетики, который

постепенно прирастал новыми специальностями и кафедрами. По такому же принципу были созданы в ряде наукоградов и филиалы других вузов.

Сегодняшняя тенденция к укрупнению образовательных организаций вернула многие из ставших самостоятельными в лоно «материнских» вузов (МИФИ и др.). Оценить полезность этого «возврата» однозначно довольно сложно, но вряд ли уменьшение числа «точек роста» образовательных комплексов дает положительный эффект.

В послевоенные годы был создан Московский физико-технический институт (МФТИ) — знаменитый Физтех в Долгопрудном с принципиально новой системой обучения, с высоким уровнем теоретической подготовки — известная «система Физтеха». Специфика учебного процесса МФТИ заключалась в том, что его кафедры размещались на базовых предприятиях, в качестве которых выступали ведущие научные организации страны, в том числе, расположенные в наукоградах. В частности в научном центре РАН в Черноголовке работало около 6 кафедр МФТИ, которые воспитали целое поколение ведущих ученых с мировым именем и составили основное ядро научного потенциала развития институтов, отдельный факультет был в г. Жуковском.

«Градообразующим» является учебно-научный центр МГТУ (ранее — МВТУ) им. Н.Э. Баумана для наукограда Орево (вместе с небольшим полигоном МФТИ). МГТУ им. Н.Э. Баумана имеет два крупных отраслевых факультета в наукоградах: Ракетно-космической техники — в Королёве, и Аэрокосмический — в Реутове [3].

В постсоветское время появились и новые «самостоятельные» вузы в наукоградах, готовящие в том числе и инженеров. Это образовательные структуры разного типа: специализированные, универсальные, трансформирующиеся и переориентирующиеся. К специализированным можно отнести Пушчинский университет (ПушГУ — с 2011 г. он преобразован в Пушчинский государственный естественно-научный институт), готовящий биофизиков, биоинженеров и астрофизиков. Университет в Дубне универсального типа, но готовит и инженеров- физиков и специалистов авиа-ракетного направления. Технологический факультет в Королёве, создававшийся как муниципальный, постепенно трансформировался (был одно время Финансово-технологической академией) и сегодня имеет факультеты Информационно-технологический и Ракетно-космической техники [4].

#### Литература

- [1] Кузнецов М.И. Наукограды России: концентрация интеллекта для развития науки и наукоемких отраслей // Наукоград Наука Производство Общество. 2014. № 2. С. 5–19.
- [2] ЗАТО и наукограды — ресурс инновационного развития России: сб. материалов по итогам выст. в Гос. Думе Федер. Собр. Рос. Федерации «ЗАТО и наукограды — ресурс инновационного развития и «точки роста» инновац. экономики России». Москва, 7–11 апреля 2008 г. / сост. Т.Г. Калинина и др. М.: Взгляд, 2008. 67 с.
- [3] Кузнецов М.И., Костикова М.Н. Аэрокосмическое образование в наукоградах России // Актуальные проблемы космонавтики: труды XXXIX Академических чтений по космонавтике. Москва, 27–30 января 2015 г. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. С. 342–343.
- [4] Кузнецов М.И. Инженеры в наукоградах: вчера, сегодня, завтра // Инженерное образование — будущее России: матер. науч.-практ. конф. Держинский, 16 февраля 2016 г. / под общ. ред. И.В. Манохина. Держинский: Филиал «Угреша» ГБОУ ВО Московской области «Университет «Дубна», 2016. С. 24–33.



## КОМБИНИРОВАННЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ДЛЯ ГИПЕРЗВУКОВЫХ И ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

### ИССЛЕДОВАНИЯ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ЗАДЕЛА ПО СИЛОВЫМ УСТАНОВКАМ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ 2030 ГОДОВ

**А.В. Луковников**

Lukovnikov@ciam.ru

**А.И. Ланшин**

**А.С. Полев**

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Государственная программа Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013–2025 годы» предусматривает существенное увеличение доли отечественной авиационной техники на мировом рынке. Для этого необходимо создание новых конкурентоспособных двигателей летательных аппаратов (ЛА) гражданской авиации (ГА) в различных классах взлетной тяги/мощности.

Необходимым условием для создания семейств конкурентоспособных двигателей перспективных пассажирских и транспортных самолетов ГА является использование технологий двигателей 5-го поколения, включая освоенные технологии турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) ПД 14, разрабатываемого АО «ОДК АвиаДвигатель» для отечественного пассажирского самолета МС 21, и широкое использование разрабатываемого научно-технического задела (НТЗ) и новых технических решений, характерных для двигателей следующего, шестого, поколения, с их расчетным обоснованием и экспериментальной отработкой.

В ведущих зарубежных странах с начала 2000-х годов активно создается НТЗ для разработки двигателей 6 поколения в рамках различных государственных программ. Кроме того, авиадвигателестроительные фирмы General Electric, Pratt & Whitney, Rolls-Royce и др. уже приступили к разработке двигателей следующего поколения в рамках своих инновационных корпоративных программ.

Учитывая опыт создания и сертификации новейших отечественных и зарубежных двигателей, необходимо до начала опытно-конструкторских работ по двигателям 6 поколения обеспечить такой уровень готовности технологий, который позволил бы подтвердить реализуемость и эффективность новых технических решений и технологий при испытаниях демонстрационного двигателя.

В ЦИАМ в настоящее время выполняется ряд комплексных НИР, целью которых является создание НТЗ, формирование конструктивно-схемных решений и отработка ключевых технологий применительно к двигателям и СУ 5+ и 6 поколения для самолетов ГА. Помимо традиционного ТРДД рассматриваются еще несколько схем двигателей и СУ для дозвуковых и сверхзвуковых пассажирских/деловых самолетов 2030-х годов: турбовинтовентиляторные двигатели с «открытым ротором» (ТВВДор), распределенные силовые установки (РСУ), двигатели изменяемого цикла (ДИЦ), гибридные газотурбинные двигатели (ГГТД) и др.

Изготовлены и испытаны демонстрационные образцы отдельных узлов и систем этих двигателей, которые позволят по результатам полученных испытаний, с одной стороны, уточнить применяемые расчетные методики и математические модели

(ММ), а с другой стороны, скорректировать прогнозные характеристики двигателей и их узлов с целью сравнительной оценки эффективности СУ по летно-техническим характеристикам самолетов.

## **ИННОВАЦИОННЫЕ ЦИФРОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ РАЗРАБОТКИ И ДОВОДКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МНОГОРЕЖИМНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

*Е.Ю. Марчуков*  
*И.Н. Егоров*

okb@okb.umpo.ru  
okb@okb.umpo.ru

ОКБ им. А. Ляльки, филиал ПАО «УМПО»

Инновационные цифровые технологии разработки и доводки перспективных двигателей многорежимных ЛА, в том числе боевых самолетов следующего поколения, является мощным вычислительным инструментарием, позволяющим оперативно находить новые прорывные технологические магистральные стратегические направления развития разработки двигателей нового поколения путем использования системного анализа, многокритериальной оптимизации и иерархичности 3D-моделирования элементов двигателя и его систем. Все это позволяет как снизить сроки и стоимость разработки, так и определять новые инновационные технические решения.

В докладе приводятся примеры использования данной инновационной цифровой технологии для разработки и доводки реальных перспективных двигателей самолетов следующего поколения и их элементов.

Инновационные вычислительные технологии базируются на комплексе современных стратегий системного анализа сложного технического объекта, в частности это: многоуровневое моделирование элементов и адаптивное переключения уровней анализа объекта и его элементов; векторная идентификация объекта и его элементов; многодисциплинарный анализ и многокритериальная оптимизация объекта и его элементов; вероятностная оценка реализуемости технического решения; использование гибридной структуры анализа и моделирования объекта и его элементов с учетом возможностей адекватного математического моделирования трудно-формализуемых физических процессов объекта и его элементов; комплексный анализ перспективности технического решения по критериям высокого уровня с учетом структуры объекта и особенностей его функционирования как системы более высокого уровня и др.

Данная концепция является базовым инструментарием для создания цифровых «двойников» двигателя на всех этапах его жизненного цикла как сложной технической системы высокого интеллектуального продукта.

Важным преимуществом внедрения данной инновационной цифровой технологии является формализация процесса разработки и доводки перспективных двигателей следующего поколения, а также возможности широкого использования высокоинтеллектуальных прорывных вычислительных технологий, включая передовые достижения мирового уровня разработки, и массовое вовлечения специалистов предприятия в технологический цикл для всех этапов разработки и доводки двигателей следующего поколения боевой авиации. Стратегическая значимость данной инновационной цифровой технологии является ее инвариантности и применимость основных концептуальных технологических процессов к двигателям различного назначения, в частности для дозвуковой гражданской авиации и вертолетов.

Стержневой концептуальной компонентой данной инновационной цифровой технологии является технология оптимизации IOSO, которая позволяет оперативного определять банк оптимальных технических решений обеспечения предельно достижимой эффективности разрабатываемого двигателя следующего поколения, а также интегрировать потребное число дисциплин для адекватного многодисциплинарного анализа двигателя как сложной высокоинтеллектуальной технической системы, конкурентоспособной на мировом уровне.

## **ОБЪЕКТНО-ОРИЕНТИРОВАННЫЙ ПОДХОД ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ СЛОЖНОЙ ТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ «ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ—СИЛОВАЯ УСТАНОВКА—ТОПЛИВО»**

*И.С. Аверьков*  
*В.В. Разносчиков*

averkov@ciam.ru  
raznoschikov@ciam.ru

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Для решения задач, связанных с предварительным формированием облика ЛА и выбора СУ и топлива разработан программный комплекс «Авиационный химмотологический анализ» (АХА), основанный на инженерных подходах, позволяющий организовать цикл расчетно-теоретических и оптимизационных исследований системы «ЛА-СУ-топливо». В программном комплексе предусмотрена возможность анализа различных схем СУ и типов топлив для дозвуковых, сверхзвуковых и гиперзвуковых ЛА.

Особенностью программного комплекса «АХА» является использование объектно-ориентированного программирования (ООП) на современном языке Fortran стандарта 2008. В соответствии с принципами ООП разработаны модели отдельных элементов системы «ЛА-СУ-топливо».

В докладе представлены преимущества объектного подхода перед традиционным процедурным подходом, а также приведены примеры реализации отдельных моделей. В комплексе реализованы все основные особенности ООП: масштабируемость, абстрагирование, инкапсуляция, наследование, полиморфизм. Масштабируемость необходима при работе с несколькими экземплярами какого-либо объекта, например, при выполнении оптимизационных исследований с распараллеливанием вычислений. Абстрагирование значительно облегчает использование кода на разных уровнях абстракций за счет сокрытия реализации структуры данных и алгоритмов. Наследование позволяет в значительной степени избежать дублирование кода при моделировании схожих объектов. Это также облегчает внесение согласованных изменений в код программы. Наследование и полиморфизм позволяет использовать одинаковые алгоритмы для разных объектов, относящихся к одному классу, что также позволяет сократить объем кода.

## **ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ТРАНСКОНТИНЕНТАЛЬНОГО ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА**

**А.С. Ершов**

a\_ershov@ciam.ru

**Р.Р. Низматуллин**

**В.Е. Шлякотин**

ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова»

В настоящее время в мире наблюдается растущий интерес к вопросу создания сверхзвуковых и гиперзвуковых самолетов гражданского назначения для различного рода транспортных, в том числе, пассажирских перевозок. При этом одним из важных преимуществ таких высокоскоростных ЛА для межконтинентальных перелетов, как предполагается, может стать возможность деловой поездки «туда и обратно» за время менее суток.

Наибольший интерес из зарубежных проектов высокоскоростных ЛА с крейсерским числом Маха полета  $M_{кр} = 4,5...8,0$  представляют разработки стран ЕС, Великобритании и США (проекты LAPCAT, «СпейсЛайнер», HEXAFly-INT). При этом в опубликованных материалах отсутствуют какие-либо данные технико-экономического обоснования выбора числа  $M_{кр}$  полета, а также учета ряда ограничений (шум в полете, звуковой удар, экологические и др.). Кроме того, проблема ограничения величины продольного ускорения на участках разгона-торможения и времени его действия, до сих пор не рассматривались.

В работе проведены исследования по влиянию продольного ускорения при разгоне-торможении на дальность и время полета пассажирского делового самолета на 12 пассажиров с числом  $M$  полета 3,5. В составе СУ рассмотрено использование двухвального двухконтурного ГТД. Исследования проведены с использованием комплекса программ «ВАКС», разработанного в ЦИАМ под руководством Н.П. Дулепова, и программы расчета высотно-скоростных и дроссельных характеристик ГТД, разработанной специалистами отделения авиационных двигателей ЦИАМ.

Результаты исследований показали, что при ограничении продольного ускорения величиной  $n_x = 0,04$  приводит и уменьшению дальности полета на 17 % и увеличению времени полета на 12 %.

## **КОМПЛЕКСНЫЙ ПОДХОД К ФОРМИРОВАНИЮ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА СИЛОВЫХ УСТАНОВОК БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**Ю.В. Зиненков<sup>1</sup>**

yura2105@mail.ru

**И.А. Батов<sup>1</sup>**

**А.В. Луковников<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»,

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

Развитие науки и техники приводит к расширению областей и условий применения беспилотных летательных аппаратов (БЛА) различного назначения, в том числе боевых. На БЛА возлагается все большая номенклатура задач, определяющих широкую линейку их типов и классов. Это, в свою очередь, требует сокращения сроков создания БЛА.

Одним из путей снижения технического риска, стоимость и сроков создания БЛА является проведение предварительных обликowych исследований с использованием достигнутого уровня НТЗ в различных областях и прогнозирования параметров и характеристик ЛА и СУ. При этом общепринятой методики создания БЛА не существует, поэтому разработчики зачастую руководствуются собственными представлениями о порядке их создания и отработки.

В настоящее время БЛА находят локальное применение в разных операциях, но это не вписано в общую концепцию решения задач того или иного рода. Можно смело прогнозировать, что в будущем применение БЛА будет только расширяться, в том числе на основе накапливаемого опыта их применения. В таком случае остро встанет вопрос о целевом создании БЛА по принципу: «Задача — вариант решения — средства — сроки — стоимость». Работая по подобному сценарию необходимо будет в сжатые сроки с наименьшими затратами создавать требуемые БЛА, в том числе с использованием аддитивных технологий, чему будет способствовать понятная апробированная методика, предполагающая проведение достоверных предварительных расчетно-теоретических исследований.

Известно, что разработка СУ является наиболее сложным и длительным этапом создания любого БЛА. Исследования показывают, что наиболее эффективно задача разработки эффективной СУ, отвечающей всем предъявляемым требованиям, решается при комплексном подходе, с учетом задач, решаемых БЛА, их характеристик, условий эксплуатации, типовых программ полета и т. п. В связи с этим, авторами предлагается комплексный подход к формированию предварительного технического облика СУ БЛА различного целевого назначения, основанный на междисциплинарном анализе множества характеристик, в результате оптимизации по критериям уровня решаемых задач. Предполагается, что при возникновении некоторой задачи, требующей применения БЛА, в результате проведения расчетно-теоретических исследований должно быть определено, каким требованиям должна отвечать СУ разрабатываемого БЛА для наиболее эффективного решения задачи, т. е. ее одновременно получен предварительный технический облик СУ и БЛА.

Для обеспечения этого авторами предполагается создание комплексной ММ, основанной на большом опыте проведения обликowych исследований СУ для ЛА различного целевого назначения, учитывающей особенности БЛА и их размерности, применение новых типов СУ, в том числе гибридных, и источников энергии на борту.

## **ДИНАМИКА РАЗВИТИЯ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ КЕРОСИНА В МОДЕЛИ КС ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ПВРД ПРИ ИМПУЛЬСНО- ПЕРИОДИЧЕСКОМ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОМ ВОЗДЕЙСТВИИ**

*П.К. Третьяков  
В.Л. Крайнев  
А.В. Постнов*

paveltr@itam.nsc.ru

ИТПМ СО РАН

Повышение эффективности сгорания керосина может быть достигнуто импульсно-периодическим газодинамическим воздействием на течение в камере сгорания (КС) высокоскоростного прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД). В [1] предложен способ перехода работы ПВРД на режим ГПВРД. Для скоростей полета ЛА в диапазоне чисел Маха  $M=5-7$  рассматривается углеводородное топливо (керосин).

При увеличении скорости ЛА до чисел  $M > 5$  дозвуковой режим горения в КС становится не эффективным. Это подтвердили летные испытания беспилотного ЛА Х-51А. При начальном числе  $M = 4,8$  удалось достигнуть лишь  $M = 5,1$ . Можно предположить, что основной причиной являются большие гидравлические потери в КС. Это привело к снижению создаваемой двигателем тяги. Экспериментальные исследования, выполненные в нашей стране [2], также свидетельствуют о том, что платой за высокую полноту сгорания являются большие гидравлические потери.

В [3] рассматривается высокоскоростной ПВРД с пульсирующим режимом запуска. Основная идея состоит в том, чтобы повысить эффективность рабочего процесса за счет организации режима с минимальным ростом энтропии. Это возможно реализацией преддетонационного режима горения в части КС постоянного сечения без торможения потока после воздухозаборника (в изоляторе). Применение импульсно–периодического газодинамического воздействия позволяет осуществить такой процесс с торможением сверхзвукового потока до скорости звука. Торможение происходит в волновой структуре типа псевдоскачка, но с максимальным тепловыделением от горения. Проведенные экспериментальные исследования с горением водорода подтвердили существование такого режима. Возможность реализации псевдоскачкового режима горения углеводородного топлива (этилена и керосина) при импульсно-периодическом газодинамическом воздействии была показана в [1, 4]. В [1] для этилена продемонстрировано осуществление преддетонационного режима горения с сохранением интенсивного режима при отключении генератора импульсов после организации горения в расширяющейся части КС. Серия экспериментов с керосином [1, 4] свидетельствует о возможности влиять на развитие процесса горения применением генератора импульсов (ГИ).

Углеводородные топлива имеют низкие, по сравнению с водородом, скорости и концентрационные пределы устойчивого горения, поэтому требуется создание надежных условий, обеспечивающих необходимое качество смешения и иницирование воспламенения. Эта особенность сказывается на требованиях к параметрам ГИ для управления режимом горения. В проведенных экспериментах в качестве ГИ использовался специальный клапан, который вырабатывал стабильные групповые энергоимпульсы в виде пакетов (с частотой от 5 до 50 Гц). В опытах варьировались параметры энергетических импульсов: амплитуда и форма импульса, его длительность и скважность. Цель состояла в определении возможности управления горением керосина при отсутствии специальных средств стабилизации пламени. Основная серия экспериментов выполнена на осесимметричной модельной КС, имеющей участок постоянного сечения и расширяющийся под углом  $12^\circ$ . Параметры на входе в КС соответствовали полетным условиям с числом  $M = 6$ . Получена информация о динамике формирования и развития зоны повышенного давления, вызванной внешним воздействием (от ГИ) и процессом горения керосина.

На основе регистрации изменения во времени давления на стенке КС показана возможность реализации нескольких режимов, зависящих от формы импульса, энергии в импульсе, его длительности и расхода керосина. Отмечается высокая чувствительность развития процесса от этих параметров. Выполненная серия экспериментов свидетельствует о возможности управлять динамикой процесса горения внешним газодинамическим воздействием.

*Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (пр. № 17-08-00183).*

#### Литература

- [1] Третьяков П.К., Крайнев В.Л., Постнов А.В., Тупикин А.В. Способ перехода работы ПВРД на режим ГПВРД // АКТО: Всероссийская научно-практическая конференция с международным

- участием. 8–10 августа 2018 г.: Материалы конференции. Материалы докладов. Т. 1. Казань, 2018. С. 291–295.
- [2] Карасев В.Н., Левин В.М., Волощенко О.В., Зосимов С.А., Николаев А.А. Труды ЦАГИ. 2015. Вып. № 2736.
- [3] Третьяков П.К., Забайкин В.А., Прохоров А.Н. Высокоскоростной ПВРД с пульсирующим режимом запуска // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. Казань, 20–24 августа 2015 г. Сборник трудов. С. 3778–3780.
- [4] Tretyakov P.K., Krainev V.L., Lazarev A.M., Postnov A.V. Peculiarities of organization of effective hydrocarbon fuel combustion in supersonic flow // XIX ICMAR. August 13–19, 2018. Novosibirsk, Russia. Abstracts. Part I. P. 276–277.

## **РАЗРАБОТКА СПОСОБОВ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ И ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ЖИДКИХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ И АЗОТОСОДЕРЖАЩИХ ГОРЮЧИХ И ОХЛАДИТЕЛЕЙ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЕЙ ГИПЕРЗВУКОВЫХ, АЭРОКОСМИЧЕСКИХ И КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

*В.А. Алтунин*<sup>1</sup> altspasevi@yahoo.com  
*М.Р. Абдуллин*<sup>1</sup>  
*Е.Н. Платонов*<sup>1</sup>  
*Н.Б. Давлатов*<sup>2</sup>  
*М.А. Зарипова*<sup>2</sup>  
*М.М. Сафаров*<sup>2</sup>  
*М.Л. Яновская*<sup>3</sup>

<sup>1</sup> КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева

<sup>2</sup> Таджикский технический университет им. акад. М.С. Осими

<sup>3</sup> ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

К.Э. Циолковский в своих трудах указывал [1, 2], что двигатели ракет должны использовать различные горючие, в том числе углеводородные и другие. В современных жидкостных реактивных двигателях для различных ЛА одно- и многоразового использования широко применяются жидкие углеводородные и азотосодержащие (гидразин и его производные) горючие и охладители.

В докладе проводится анализ:

- теплофизических и термодинамических свойств жидких углеводородных и азотосодержащих горючих и охладителей в широком диапазоне параметров по давлению и температуре;
- термодинамического состояния жидких горючих и охладителей при их эксплуатации в земных, аэрокосмических и космических условиях;
- позитивных и негативных процессов, происходящих в каналах рубашек охлаждения, в фильтрах и форсунках реактивных двигателей;
- существующих и перспективных способов дальнейшей интенсификации теплоотдачи к жидким горючим;
- существующих и перспективных способов борьбы с аномальными и опасными эффектами;
- существующих и перспективных способов борьбы с термоакустическими автоколебаниями давления, которые происходят в каналах рубашек охлаждения жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) и других двигателей [3], работающих как на жидких углеводородных, так и на азотосодержащих горючих и охладителях;

– способов повышения эффективности ЖРД и других реактивных двигателей для различных ЛА.

Одним из перспективных направлений дальнейшего повышения эффективности гиперзвуковых, аэрокосмических и космических двигателей является повышение теплофизических и термодинамических свойств жидких горючих [4].

В работе представлены результаты экспериментальных исследований:

– с жидкими углеводородными горючими — при их смешении, при проведении полной предтопливной подготовки, при борьбе с осадкообразованием, с термоакустическими автоколебаниями давления и с др. негативными процессами — без применения и с применением электростатических полей;

– с азотосодержащими горючими — при внедрении в них нано — материалов — различных углеродных фуллеренов типа C60, C70, C84 при их различной концентрации в широком диапазоне параметров по давлению и температуре в условиях естественной конвекции.

Показаны пути дальнейшего совершенствования жидких углеводородных и азотосодержащих горючих и охладителей для различных двигателей, их систем охлаждения и топливоподачи — без применения и с применением электростатических полей. Применение результатов исследований будет способствовать проектированию и созданию новых отечественных гиперзвуковых, аэрокосмических и космических двигателей одно — и многократного использования повышенных характеристик по ресурсу, надежности, выживаемости, неустойчивости, безопасности и эффективности.

#### Литература

- [1] Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А. Некоторые пути увеличения теплофизических и термодинамических свойств жидкого азотосодержащего горючего и охладителя // Матер. докл. междунар. науч.-техн. конф. «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. С. 138.
- [2] Способы повышения эффективности теплофизических и термодинамических свойств жидких углеводородных и азотосодержащих горючих для двигателей и энергоустановок космического применения / В.А. Алтунин, Н.Б. Давлатов, М.А. Зарипова и др. // Матер. докл. 53-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. РАН. РАКЦ. Калуга: Изд-во АКФ «Политоп», 2018. С. 121–122.
- [3] Разработка способов борьбы с термоакустическими автоколебаниями давления в топливно-охлаждающих каналах двигателей и энергоустановок летательных аппаратов наземного, воздушного, аэрокосмического и космического применения / В.А. Алтунин, К.В. Алтунин, И.Н. Алиев и др. // Известия вузов. Машиностроение. 2017. № 10. С. 77–90.
- [4] Яновский Л.С. Инженерные основы авиационной химмотологии. Казань: Изд во Казан. ун-та, 2005. 714 с.

## СПЕКТРЫ ПУЛЬСАЦИЙ СИЛЫ ТЯГИ КОЛЬЦЕВЫХ И ЛИНЕЙНЫХ ДВУХЩЕЛЕВЫХ СОПЕЛ

**В.А. Левин**<sup>1</sup>  
**Н.Е. Афонина**<sup>2</sup>  
**В.Г. Громов**<sup>2</sup>  
**В.В. Марков**<sup>2</sup>  
**А.Н. Хмелевский**<sup>2</sup>

levin@imec.msu.ru, levin@iacp.dvo.ru  
afonina@imec.msu.ru

<sup>1</sup> Институт автоматике и процессов управления ДВО РАН

<sup>2</sup> Научно-исследовательский институт механики МГУ

*В работе представлены результаты исследований пульсаций силы тяги, развиваемой кольцевыми и линейными двухщелевыми соплами, в условиях ламинарного режима течения. Установлены зависимости частоты и амплитуды пульсаций силы тяги и давления газа на тяговой стенке сопла от давления на входе и выходе сопла, от размера его критического сечения, а также формы дефлектора.*

Исследование сигналов пульсаций тяги и давления газа в кольцевых (линейных двухщелевых) соплах с внутренним дефлектором актуально для реализации пульсирующего режима сжигания горючих газовых смесей по инновационной технологии двухстадийного горения [1]. Эта технология предполагает инжекцию подготовленной (на первой стадии) энергонасыщенной газовой смеси во внутреннюю полость дефлектора соплового устройства — газодинамический резонатор, в котором периодически инициируется ее самовоспламенение и реализуется эффективное пульсирующее сжигание смеси (на второй стадии процесса). Наличие незатухающего пульсирующего режима течения газа с колебаниями давления значительной амплитуды является необходимым условием для практической реализации заявленной инновационной технологии сжигания смесей применительно, например, к созданию пульсирующих детонационных двигателей [1–4], функционирующих по схеме двухстадийного горения. Также представляет интерес выяснение влияния пульсаций давления газа в потоке на тяговые характеристики заявленных сопел.

Особенностью настоящей работы являлось комплексное расчетно-экспериментальное исследование спектров пульсаций силы тяги и давления газа на поверхности дефлектора сопла, предполагавшее выполнение расчетных параметрических исследований и проведение ряда экспериментальных измерений. В работе представлены результаты исследования зависимости частоты и амплитуды колебаний параметров течения в кольцевом и линейном двухщелевом соплах от условий на входе и выходе из сопла и его геометрии.

Эксперименты с кольцевыми соплами проводились в импульсной аэродинамической установке с использованием в качестве рабочего газа продуктов сгорания стехиометрической ацетилено-воздушной смеси. В процессе проведения опытов контролировалось изменение сигналов с высокочастотных пьезоэлектрических и тензометрических датчиков давлений, установленных в различных точках проточного канала и соплового устройства. Тяга, развиваемая соплом, измерялась тензометрическим датчиком силы. Указанный набор измеряемых параметров позволял проводить сопоставление измеренных величин с соответствующими расчетными значениями и контролировать условия течения в проточном канале.

Расчеты были выполнены на основе двумерных уравнений Навье–Стокса для многокомпонентной реагирующей газовой среды с использованием химически неравновесной термодинамической модели, включающей все основные продукты горения смеси ацетилена в воздухе. Предполагалось, что течение ламинарное, а поверхность

соплового устройства химически нейтральна, имеет заданную температуру и на ней выполнены условия прилипания и непроницаемости. Численное решение уравнений получено методом конечного объема на структурированной криволинейной сетке, ячейки которой построены пересечением двух наборов дискретных кривых.

Проведено численное моделирование течений газа в сопловом устройстве для условий экспериментов с учетом эффектов вязкости. Выполнено расчетно-экспериментальное исследование спектра сигналов пульсаций тяги и давления газа в центре тяговой стенки дефлектора в кольцевых соплах в режимах ламинарного течения газа. Для базовой по геометрическим размерам конфигурации кольцевого сопла установлена основная доминирующая частота спектра. Численное исследование зависимости частоты пульсирующих квазипериодических колебаний тяги и давления газа в кольцевых соплах с дефлектором в виде сферического сегмента показало, что управление основной доминирующей частотой пульсаций наиболее эффективно может осуществляться как за счет пропорционального увеличения масштаба сопла (частота уменьшается пропорционально), так и размера критического сечения и высоты дефлектора, практически независимо от высоты полета — противодавления в пространстве истечения и давления торможения. Использование указанных регулировок позволило продемонстрировать возможность изменения основной доминирующей частоты пульсаций силы тяги и давления газа в исследованных соплах и режимах в пределах 7...30 кГц.

Исследованы полученные в численных расчетах 2 D поля распределения параметров течения в потоке на этапе сформировавшегося квазистационарного истечения в пределах периода пульсаций. Установлено, что квазипериодическая пульсирующая перестройка течения происходит в момент достижения максимального давления в центре тяговой стенки, когда разрушается рециркуляционная зона, автоматически образуемая в процессе истечения. После чего давление на стенке дефлектора и внутри рециркуляционной зоны — центрального тела — падает до минимума, и процесс образования саморазрушения рециркуляционной зоны периодически повторяется.

*Работа выполнена в соответствии с планом исследований НИИ механики МГУ при частичной финансовой поддержке гранта Министерства образования и науки РФ (договор №14.G39.31.0001 от 13.02.2017 г.) и Российского фонда фундаментальных исследований (проекты № 1629 01092 и № 18 01 00883).*

#### Литература

- [1] Levin V.A, Nechaev J.N, Tarasov A.I. A new approach to organizing operation cycles in pulsed detonation engines // High-Speed Deflagration and Detonation: Fundamentals and Control. Eds. G.D. Roy, S.M. Frolov, R.W. Netzer, and A.A. Borisov. Moscow, 2001, ELEX-KM Publisher. P. 223–238.
- [2] Taki S., Fujiwara T. A Numerical Study of Detonation Resonator // Application of Detonation to Propulsion. Eds. Roy G., Frolov S., Shepherd J. M.: Torus Press, 2004. P. 257–261.
- [3] Taki S., Fujiwara T. A Numerical Study of Detonation Resonator // Pulse and Continuous Detonation Propulsion. Eds. Roy G., Frolov S. M.: Torus Press, 2006. pp. 309–320.
- [4] Левин В.А., Пережогин В.Н., Хмелевский А.Н. Особенности структуры течения продуктов сгорания в сферической полузамкнутой полости // ФГВ. 1995. Т. 31, № 1. С. 32–40.

## **МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕРОЯТНОСТИ ЗАБРОСА ВХОДНЫМ ВИХРЕМ ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ В ВОЗДУХОЗАБОРНИК АВИАЦИОННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ**

*Е.В. Нескоромный*

neskor80@yandex.ru

ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»

Работа силовой установки ЛА на земле при низких скоростях движения, например по рулежным дорожкам, на разбеге и пробеге, а также опробовании на газочных площадках может сопровождаться формированием входного вихря. Он образуется между поверхностью аэродрома и воздухозаборником, как правило, при встречном или боковом ветре. Входной вихрь создает значительный перепад давления и искажает поток на входе в компрессор низкого давления (КНД), снижая тем самым эффективность его работы и увеличивая вероятность возникновения срыва потока с лопаток компрессора.

Отдельно стоит проблема заброса входным вихрем посторонних предметов (ПП), находящихся на поверхности аэродромного покрытия. Попадание частицы гранитного щебня диаметром более 2 мм и любой металлической частицы может привести к недопустимым повреждениям рабочих лопаток компрессора.

Автором получены результаты моделирования работы СУ с дозвуковым воздухозаборником в условиях встречного и бокового ветра для разной высоты расположения воздухозаборника. ММ реализована с использованием программного комплекса ANSYS CFX. Для каждого случая определены условия возникновения входного вихря и его основные параметры. Рассмотрены условия, способствующие засасыванию вихрем ПП. Путем варьирования начальных параметров движения ПП, подхваченных входным вихрем, выполнена оценка вероятности их попадания в воздухозаборник. Полученные результаты могут быть использованы для определения параметров соударения ПП с элементами КНД.

Итогом данной работы является рекомендации для решения проблемы вихреобразования, определены режимы работы силовой установки и параметры ветра, при которых возможно образование наиболее стабильного входного вихря. Для каждого случая рассчитаны зоны возможных попаданий их на вход в КНД, которые могут применяться при разработке мероприятий по повышению защищенности СУ от попадания ПП.

## **МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЗАЩИЩЕННОСТИ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ОТ ПОВРЕЖДЕНИЯ ПОСТОРОННИМИ ПРЕДМЕТАМИ**

*Е.В. Нескоромный*

neskor80@yandex.ru

*Д.С. Марков*

d\_markov787@mail.ru

ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»

Проблема досрочного съема авиационных двигателей и воздушных винтов по причине повреждения посторонними предметами (ПП) является актуальной в настоящее время, так как анализ статистических данных позволяет сделать вывод, что количество снятых с эксплуатации двигателей по этой причине за последнее десятилетие значительно не изменилось.

Изучению вопроса повреждения ПП элементов газотурбинных двигателей (ГТД) посвящено большое количество как экспериментальных, так и теоретических работ. Проблема же повреждаемости ПП воздушных винтов (ВВ) не так ярко выражена, как проблема повреждения ПП лопаток ГТД. Объясняется это тем, что размеры лопастей ВВ значительно превосходят размеры рабочих лопаток компрессора и соответственно нормы допустимых повреждений отличаются в несколько раз, а номенклатура ПП встречающихся на поверхности аэродрома одинакова для всех типов СУ. Ситуация меняется в связи с развитием малой авиации, для которой размеры лопастей ВВ сопоставимы с размерами рабочих лопаток компрессора низкого давления ТРДД большой степени двухконтурности. Так же, в конструкции таких лопастей широко применяются полимерные композиционные материалы, которые характеризуются большей повреждаемостью ПП при прочих равных условиях по сравнению с металлическими лопатками ГТД. Ситуация осложняется для ЛА с толкающим ВВ, для которого возможно попадание ПП из-под колес основных стоек шасси.

Развитие средств математического моделирования позволяет на этапе проектирования ЛА и его СУ определить траектории ПП при их выбросе из-под колеса, забросе реверсивными струями или при подхвате входным вихрем [1]. Для предотвращения попадания ПП на вход в СУ выполняются эксплуатационные и конструктивно-производственные мероприятия, эффективность которых можно определить с помощью соответствующих ММ. Поэтому при комплексной оценке компоновки летального аппарата и его силовой установки, устройств защиты от попадания ПП возможно определить даже на этапе проектирования все пути и параметры попадания их на вход в ВВ. Полученные данные могут быть использованы для проведения испытаний по оценке повреждаемости лопастей ВВ, результатом которых является определение размеров ПП, которые могут нанести недопустимые повреждения.

Авторами разработана методика, позволяющая на основании данных о компоновке ЛА и его СУ с ВВ, конструкции устройств защиты, степени засоренности аэродромного покрытия определить защищенность ВВ от повреждения ПП. Данная методика применима как для проектируемых ЛА, так и для ЛА, находящихся в эксплуатации. На примере малоразмерного ЛА показано влияния конструктивных параметров и компоновки ЛА и СУ с ВВ на критерий защищенности от повреждения ПП.

#### Литература

- [1] Евдокимов А.И., Мухамедьяров Р.Р., Нескоромный Е.В. Численное моделирование нестационарного процесса вихреобразования воздушным винтом легкого летательного аппарата // Насосы. Турбины. Системы. 2017. Вып. № 4 (21). С. 45–52.

## ГИПЕРФОРСИРОВАННЫЕ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

*В.Л. Письменный*

[vladimir@tecserv.info](mailto:vladimir@tecserv.info)

Филиал «Взлет» МАИ, Ахтубинск

Гиперфорсаж — форсирование тяги воздушно-реактивных двигателей (ВРД) на сверх- и гиперзвуковых скоростях полета подачи воды на вход в двигатель [1]. На скоростях полета  $M > 3...3,5$  температура торможения воздуха становится выше критической температуры для жидкостей (вода, топливо, жидкий кислород и др.), что делает существование указанных жидкостей при их подаче на вход в двигатель невозможным.

Переход жидкостей в газообразное состояние сопровождается физическими эффектами: а) понижается температура (увеличивается плотность) воздуха на входе в двигатель, соответственно, увеличивается расход воздуха через двигатель; б) увеличивается расход топлива как следствие увеличения расхода воздуха; в) увеличивается расход газа как следствие увеличения расходов воздуха, топлива и жидкостей; г) увеличивается теплоподвод (количество теплоты, подводимое к единице массы газа) как следствие увеличения теплоемкости газа и повышения перепада температур в камере сгорания (температура воздуха на входе в камеру сгорания поддерживается на более низком уровне).

Тяговые и расходные характеристики ВРД улучшаются: тяговые — за счет увеличения подводимой к двигателю энергии (топлива); расходные — за счет повышения коэффициента расхода воздуха (отношение действительного расхода воздуха к теоретически возможному).

Применение гиперфорсажа расширяет диапазон применения ГТД по скорости полета, вплоть до гиперзвуковых [1]. Подача воды на вход ГТД на скоростях полета  $M > 3$  кроме улучшения газодинамических характеристик ГТД выполняет функцию защиты лопаток компрессора от перегрева (расход воды выбирают из условия обеспечения прочности лопаток компрессора, температура которых не должна превышать допустимую).

Считается, что ВРД подвержены энергетическому вырождению, когда температура воздуха на входе в камеру сгорания вследствие кинетического нагрева приближается к температуре газа на выходе из камеры сгорания, в результате чего уменьшается количество подводимого топлива. Гиперфорсаж позволяет локализовать это физическое явление: останавливает (снижает) рост температуры воздуха на входе в КС при росте скорости полета летательного аппарата, что препятствует вырождению ВРД как газодинамической системы.

Гиперфорсированные ПВРД [2] позволяют развивать скорости полета до чисел  $M = 8$ . При достижении скорости полета  $M = 5,4$  температура воздуха на входе в КС достигает 1500 К, а температура газа на выходе из КС — 2800 К. При дальнейшем увеличении скорости полета на вход в ПВРД подается вода в количестве, при котором температура паровоздушной смеси на входе в КС остается постоянной. Предельная скорость полета определяется запасом воды на борту ЛА.

Водяной пар как рабочее тело ВРД создает так называемый внутренний термодинамический цикл. Замечательным свойством внутренних циклов является то, что они увеличивают общую работу термодинамического цикла тепловой машины при одновременном повышении его эффективности [3].

Совместное применение в турбоэжекторном двигателе гиперфорсажа и классического форсажа позволяет перейти от пока еще абстрактной газодинамической схемы, какой являлся турбоэжекторный двигатель, к фактически проекту гиперзвукового двигателя для авиационной ракетно-космической системы (АРКС) [4].

Применение гиперфорсированных турбоэжекторных двигателей, как показывают исследования [4], позволит увеличить скорость и высоту полета самолета-разгонщика АРКС до  $M \sim 7$  и  $H \sim 40$  км, при которых первая ступень АРКС становится ненужной. Это позволит повысить мощность второй ступени АРКС в разы и, соответственно, значительно увеличить полезную нагрузку. Гиперфорсаж, по мнению автора, — это ключ к освоению гиперзвуковых скоростей полета.

#### Литература

- [1] Письменный В.Л. Способ форсирования турбореактивного двигателя. Пат. РФ 2616137. 2017, бюл. № 11. 10 с.
- [2] Письменный В.Л. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель. Пат. РФ 2647919. 2018, бюл. № 9. 6 с.

- [3] Письменный В.Л. Внутренние термодинамические циклы // Конверсия в машиностроении. 2006. № 3. С. 5–10.
- [4] Письменный В.Л. Турбоэжекторный двигатель и способ его регулирования. Пат. РФ 2645373. 2018, бюл. № 6. 16 с.

## **ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ФОРМИРОВАНИЮ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА ИНТЕГРАЛЬНОГО РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

**А.С. Ершов**

a\_ershov@ciam.ru

**Р.Р. Низматуллин**

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

На этапе формирования предварительного технического облика перспективных ЛА в рамках НИР и аванпроектов возникает задача выбора оптимального облика ЛА на основе оценки потенциальных ЛТХ и ТТХ изделия и их соответствия заданным требованиям в требуемом диапазоне высот и скоростей.

В докладе представлены инженерная методика и алгоритм, разработанные в ЦИАМ под руководством Н.П. Дулепова и реализованные в программе расчета высотно-скоростных и дроссельных характеристик интегрального ракетно-прямоточного двигателя на твердом топливе (ИРПДТ) газогенераторного типа с нерегулируемой проточной частью в широком диапазоне условий полета и режимов работы. В программе использованы известные методики газодинамического расчета, учитывающие зависимость теплофизических свойств воздуха и продуктов сгорания (включая  $k$  фазу) от температуры. Расчет свойств продуктов сгорания производится с помощью программного модуля «Astra».

Данная программа является частью комплексной программы расчета ЛТХ сверхзвукового БЛА. Для разгона БЛА до числа  $M$  включения ИРПДТ используется стартовый ускоритель — бесплоевой ракетный двигатель твердого топлива, размещенный в камере сгорания ИРПДТ.

В докладе представлены результаты выбора условий «завязки» ИРПДТ, расчета его характеристик на малых и больших высотах, влияния этих характеристик на ЛТХ сверхзвукового БЛА. В качестве критерия эффективности рассматривается дальность полета на постоянной высоте.

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИСКУССТВЕННЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ ДЛЯ ОБРАБОТКИ И АНАЛИЗА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

**С.О. Власов**<sup>1</sup>

**И.С. Аверьков**<sup>2</sup>

**В.В. Разносчиков**<sup>2</sup>

sergeyvlasovsaylor@yandex.ru

averkov@ciam.ru

raznoschikov@ciam.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

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

Экспериментальная отработка ракетно-прямоточного двигателя твердого топлива (РПДТ) — сложная научно-техническая задача, решение которой требует проведения многочисленных исследований рабочего процесса его элементов и характеристик двигателя в целом. Экспериментальная отработка РПДТ это в основном отработка работоспособности твердого топлива в условия конкретной конструкции двигателя. Эксперименты такого рода требуют больших трудозатрат и являются дорогостоящими. Для снижения затрат на испытания РПДТ и ускорения их разработки требуется качественная обработка полученных экспериментальных данных. Экспериментальные данные являются базой при создании ММ РПДТ, которые используются для планирования будущих испытаний.

Экспериментальные данные могут содержать случайные и системные ошибки их измерения и сбора. Случайные ошибки обусловлены воздействием неконтролируемых случайностей, действующих как на объект исследования, так и на систему измерений в целом. Полностью избежать случайных ошибок в экспериментальных данных невозможно. Частично удалить такие ошибки можно с помощью специальных методов. К данным этой группы обычно применяют методы планирования эксперимента и теорию математической статистики для построения регрессионных моделей. Лабораторные испытания дают возможность провести испытания для всего множества комбинаций варьируемых параметров, проводя измерения в узлах координатной сетки. Однако недостатком таких методов является трудность подбора экспертом подходящих базисных функций в случае, когда зависимость плохо описывается полиномом.

Кроме этого, помимо случайных и системных ошибок, существуют ошибки иного рода. Это ошибки, связанные с условиями проведения измерений и объемом накопленных данных. В реальном производстве обеспечить выполнение жестких требований к условиям проведения измерений (постоянство параметров окружающей среды, стабильность работы технологического оборудования и аппаратуры измерения, стабильность качества подготовки обрабатываемого изделия) практически невозможно. Часто эта группа данных находится в узком диапазоне варьируемых параметров, имеет значительный объем, и их обработка требует применения вычислительной техники. Они могут использоваться для поиска закономерностей, скрытых в данных, и закономерностей управления технологическим процессом или устройством. Для моделирования зависимостей, скрытых в экспериментальных данных, возможно применение методов искусственных нейронных сетей (ИНС).

В некоторых случаях экспериментальные данные, необходимые для построения модели, имеют пробелы. Чтобы их восполнить, иногда возможно получение необходимых данных с помощью других известных моделей. Для решения этой задачи могут быть применены ИНС. В них нет воздействия случайных возмущений, однако численные модели, как правило, имеют приближенный характер.

Обработка многомерных данных, включающая задачи классификации, создания новой структуры признакового пространства и интерпретации, хранения, передачи по каналам связи, представляет определенные трудности и является актуальной задачей, представляющей интерес для исследователей. Решение этих задач значительно упрощается, если подвергнуть сжатию размерность признакового пространства. Однако подобное сжатие всегда ведет к потере некоторой информации, что является существенным недостатком классических методов обработки многомерных данных.

На этом фоне использование нейросетей как универсальных «аппроксиматоров» для построения регрессионных моделей является менее трудоемким и значительно более универсальным методом. Нейросети открывают ряд качественно новых возможностей, особенно в отношении создания регрессионных моделей, наиболее полно учитывающих реальные свойства системы, в том числе нелинейность, и обеспечения быстрой реакции для получения конечного результата.

Разработанный алгоритм ИНС внедрен в состав имитационной математической модели «Авиационный химмотологический анализ» (АХА). Успешно используется для обработки экспериментальных данных характеристик воздухозаборных устройств, свойств топлив, свойств продуктов сгорания, различных параметров, полученных при испытании РПДТ и других задач. В докладе представляются примеры использования ИНС при обработке экспериментальных данных.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ВНУТРИБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕССОПЛОВОГО СТАРТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ НА РАЗЛИЧНЫХ ТВЕРДЫХ ТОПЛИВАХ**

*К.Т. Нуазбаев*<sup>1</sup>

baev.kirill@gmail.com

*И.С. Аверьков*<sup>2</sup>

averkov@ciam.ru

*В.В. Разносчиков*<sup>2</sup>

raznoschikov@ciam.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

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

Стартовый двигатель для РПДТ, выполненный по бессопловой схеме на твердом топливе, обладает определенными преимуществами по сравнению с твердотопливным ракетным двигателем (РДТТ) со сбрасываемым соплом. Во-первых, у него отсутствуют сбрасываемые элементы во время полета или их масса минимальна, во-вторых, больший вес заряда твердого топлива (ТТ), и, в третьих, бессопловый стартовый двигатель (БСРД) обеспечивает простоту, а, следовательно, и дешевизну конструкции.

Роль критического сечения в БСРД выполняет выходная часть канала заряда. Однако изменение характеристик по длине канала БСРД существенно отличается от обычного РДТТ, что приводит к ухудшению характеристик двигателя. Так, скорость газового потока (продуктов сгорания) изменяется от нуля в головной части до скорости звука в выходной части канала заряда, что приводит к существенному падению давления, плотности, температуры по длине канала. Вследствие высоких скоростей потока, изменения давления и температуры по длине канала возникает турбулентное (эрозивное) горение топлива, поэтому скорость горения твердого топлива (ТТ) переменна как по длине канала, так и по времени. Кроме того, значительные перепады давления между головной и сопловой частями заряда приводят к возникновению высоких напряжений в заряде и к значительным деформациям канала. Так, в начальный момент

работы формируемое в канале критическое сечение не соответствует его геометрии ни по расположению, ни по размерам. Эту особенность необходимо учитывать при расчетах баллистических характеристик БСРД. При проектировании стартовых БСРД остро встают вопросы, связанные с математическим моделированием и расчетом рабочего процесса, поскольку прямое применение подходов, используемых при проектировании РДТТ с соплом, здесь неприемлемо.

В докладе освещается ММ расчета БСРД на твердом топливе, которая является составной частью программного комплекса «Авиационный химмотологический анализ (АХА)». Представлен сравнительный анализ внутриваллистических характеристик БСРД на ТТ различного состава.

## **РАСЧЕТ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ФРОНТОВЫХ УСТРОЙСТВ ФОРСАЖНЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ С ГАЗОДИНАМИЧЕСКИМИ И МЕХАНИЧЕСКИМИ СТАБИЛИЗАТОРАМИ ПЛАМЕНИ**

*В.В. Анкудимов*

vladimir.ankudimov@inbox.ru

*В.Л. Варсегов*

*Б.Г. Мингазов*

КНИТУ им. А.Н.Туполева — КАИ

Применяемые в настоящее время конструктивные схемы форсажных камер сгорания (ФКС) не удовлетворяют требованиям, предъявляемым к современным и перспективным разработкам турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой (ТРДДФ). Одним из факторов, имеющий существенное значение при создании ФКС, является уровень гидравлических потерь на стабилизаторах пламени. Необходимость их уменьшения явилась одной из причин исследования газодинамических стабилизаторов пламени, использующих сжатый воздух, отбираемый от компрессора, для создания аэродинамического купола.

Считается, что одним из преимуществ газодинамического способа стабилизации пламени по сравнению с механическим, является уменьшение гидравлических потерь на бесфорсажных режимах и возможность регулирования зоны горения на форсажных режимах работы ТРДДФ. В связи с этим была проведена расчетная и экспериментальная оценка гидравлических потерь в ФКС с газодинамическими стабилизаторами пламени в виде веерных струй.

Гидравлические потери стабилизатора пламени с веерными струями в потоке оценивались с помощью коэффициента гидравлического сопротивления, вычисляемого как отношение разности полных давлений на входе в камеру и выходе из нее к скоростному напору на входе в ФКС.

Сравнительная оценка гидравлического сопротивления веерных струй и механических стабилизаторов пламени в виде конусов проводилась на режимах без горения в предположении, что гидравлические сопротивления веерных струй и конических стабилизаторов пламени определяются диаметрными размерами зон обратных токов, зависящими от скоростных напоров струи и потока. Измерения проводились при двух режимах работы ФКС: с подачей и без подачи сжатого воздуха в газодинамические стабилизаторы пламени.

В результате проведенных исследований получено, что применение газодинамического способа стабилизации пламени на бесфорсажном режиме работы двигателя позволяет снизить гидравлические потери более чем на 3 %.

## **РЕЗУЛЬТАТЫ РАЗРАБОТКИ И РЕАЛИЗАЦИИ ПРИКЛАДНОЙ ПРОГРАММЫ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ**

*Д.Н. Тесля*  
*С.А. Маяцкий*

patmi@rambler.ru

ВУНЦ ВВС «ВВА им. Ю.А. Гагарина и профессора Н.Е. Жуковского»

В результате анализа проблем организации рабочего процесса в ФКС ТРДДФ и камерах сгорания ПВРД выявлен ряд существенных недостатков. Основными проблемами, решение которых приводит к существенному повышению эффективности работы камер сгорания, являются:

- снижение полноты сгорания топлива при маневрировании ЛА;
- бедные и богатые срывы пламени при достижении эксплуатационных ограничений высоты и скорости полета.

На сегодняшний день решением этих проблем занимаются специалисты ПАО «ОДК-УМПО» филиал «ОКБ им. А. Люльки», ЦИАМ им. П.И. Баранова и др. В работе [1] указывается о необходимости модернизации конструктивных схем ФКС и системы ее автоматического управления.

Одним из возможных решений данной проблемы является разработка индивидуальных законов управления подачи форсажного топлива по коллекторам ФКС. Отличием от существующих подходов исследования эффективности организации рабочего процесса в ФКС является рассмотрение влияния изменения температуры воздуха на входе в двигатель, вызванное маневрированием ЛА, и обеспечением возможности перераспределения форсажного топлива по коллекторам на коэффициент полноты сгорания топлива по тракту ФКС.

При сохранении режима работы двигателя и изменении пространственного положения ЛА параметры рабочего процесса отличаются от расчетных (для данного режима работы двигателя), что приводит к снижению коэффициента полноты сгорания топлива в ФКС как в циркуляционной зоне, так и по всему фронту пламени.

В рамках решения данной проблемы разработана прикладная программа термогоазодинамического расчета параметров рабочего процесса ВКС (Свидетельство о государственной регистрации программного продукта № 2018660217), основанная на алгоритмах и методиках изложенных в [1] и др. Данная программа позволяет оценить изменение параметров организации рабочего процесса при учете изменения распределения форсажного топлива по коллекторам и влияния изменения температуры газового потока на входе в ФКС.

Проведенные исследования, результаты расчетов и программный продукт могут быть использованы предприятиями промышленности для разработки и обоснования законов управления форсажным контуром, а так же новых конструктивных схем фронтального устройства.

Внедрение новых законов управления в систему автоматического управления форсажным контуром на серийных образцах ГТД с ФКС и ПВРД позволит снять ограничения по устойчивой работе СУ на форсированных режимах работы и сни-

зять удельный расход топлива во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета.

#### Литература

- [1] Кудрявцев А.В., Медведев В.В. Форсажные камеры и камеры сгорания ПВРД. Инженерные методики расчета характеристик. М.: ЦИАМ, 2013.

## ОСОБЕННОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ОСНОВЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ

*М.М. Касаткин*<sup>1</sup>

*Т.В. Грасько*<sup>1</sup>

*Ш.А. Пиралишвили*<sup>2</sup>

grasko83@mail.ru

piral@list.ru

<sup>1</sup> ВУНЦ ВВС «ВВА им. Ю.А. Гагарина и профессора Н.Е. Жуковского»

<sup>2</sup> РГАТУ им. П.А. Соловьева

Проблема воспламенения топливовоздушной смеси и стабилизации фронта пламени как в дозвуковых, так и сверхзвуковых потоках является ключевой в вопросах разработки новейших поколений авиационных двигателей. Данная тема наибольшее развитие получила в рамках разработки прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) как одного из перспективных направлений развития аэрокосмической техники.

Создание и эксплуатация сверхзвуковых и гиперзвуковых ЛА, скорость которых превышает скорость звука в 5–10 раз, сопряжена с проблемой надежного воспламенения топливовоздушной смеси в камере сгорания и организацией его стабильного горения. Поскольку скорость перемещения турбулентного фронта пламени в десятки раз меньше скорости набегающего потока, то возникающий фронт пламени будет сноситься потоком. Надежная работа КС возможна только в случае стационарного положения фронта пламени.

Одним из наиболее перспективных направлений в организации рабочего процесса КС является применение газодинамической стабилизации пламени. Применение струй газа для создания зоны рециркуляции позволяет освободить объем КС от подверженных износу конструкций, увеличить скорость горения и полноту сгорания топлива, управлять процессом горения [1].

Вопросы взаимодействия газовых струй со сносящим потоком, применимы к двигателям летательных аппаратов, в настоящий момент достаточно широко освещены в исследовательских работах [2, 3]. В них рассматриваются особенности тепло- и массообменных процессов, возникающих при взаимодействии струи и основного потока, определяется степень влияния вдуваемой струи на газодинамические и термодинамические параметры потока, определяется глубина проникновения струи и ее влияние на профиль скорости.

По материалам исследований можно отметить, что обтекание поперечно вдуваемых струй приводит к образованию локальных рециркуляционных зон с дозвуковыми скоростями, поддерживающих процесс горения. Более того, применение газодинамической стабилизации позволяет повысить интенсификацию процессов смешения в камере сгорания и снизить уровень гидравлических потерь.

Также исследованы механизмы стабилизации пламени с использованием двухфазных струй, представляющих собой гетерогенную топливовоздушную смесь. По результатам приведенных исследований отмечены следующие особенности:

1. Характер распределения полей температур и скоростей в зоне обратных токов и следе за стабилизирующей струей аналогичны полям в следе за неудобообтекаемым телом.

2. Интенсификация процессов горения на вдуваемых струях выше, чем при использовании механических стабилизаторов.

Также проведены исследования зависимости стабилизирующей способности вдуваемых струй от их формы. Объектами изучения в работе рассматривались веерные и плоские струи, вносимые в поток под различными углами, а также струи встречные основному потоку.

В исследовании отмечено, что повышение начальной температуры сносящего потока и стабилизирующих струй расширяет границы стабилизации фронта пламени. При этом затраты энергии на организацию в основном потоке зон рециркуляции и повышение турбулентности потока при использовании газодинамической стабилизации меньше, чем при механической. С точки зрения глубины проникновения в сносящий поток и размеров зоны обратных токов, наиболее оптимальный угол вдува струй составил  $135^\circ$ .

Исследование формы вдуваемых струй показало, что использование в качестве газодинамических стабилизаторов веерных струй более выгодно с точки зрения энергетических затрат по сравнению со встречными струями при прочих равных параметрах.

Таким образом, отмеченные особенности позволяют рассматривать использование закрученных высокотемпературных струй продуктов сгорания вихревых горелочных устройств как перспективное для осуществления воспламенения топливовоздушной смеси и одновременно для стабилизации фронта пламени в камере сгорания ПВРД [4]. Их применение позволяет изменять размер, форму, положение и химический состав рециркуляционной зоны в зависимости от режима работы КС, способствуют уменьшению гидравлического сопротивления за счет снижения уровня вносимых в течение возмущений по сравнению с механическими стабилизаторами.

#### Литература

- [1] Мухин А.Н. Газодинамическая стабилизация фронта пламени в потоке на поперечно вдуваемых закрученных струях: дис. ... канд. тех. наук / РГТУ им. П.А. Соловьева. Рыбинск: РГТУ, 2001. 154 л.
- [2] Тыныбеков А.К. Силовые характеристики высокотемпературных струй при взаимодействии со сверхзвуковым потоком // Наука и новые технологии. 2008. № 1.
- [3] Ахмед Мамо Демена. Разработка методических основ газодинамической стабилизации фронта пламени поточных камер сгорания на закрученных высокоэнтальпийных струях: дис. ... канд. тех. наук / РГТУ им. П.А. Соловьева. Рыбинск: РГТУ, 2008. 137 л.
- [4] Пиралишвили Ш.А. Вихревой эффект. Физическое явление, эксперимент, теоретическое моделирование Т. 1. М.: ООО «Научтехлитиздат», 2012. 342 с.

## **МОДЕРНИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПУТЕМ ПОВЫШЕНИЯ ТЕРМОЭМИССИОННОЙ СПОСОБНОСТИ ВНЕШНИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ СТенок КАМЕРЫ СГОРАНИЯ**

**А.В. Колычев**

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

**В.А. Керножицкий**

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

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

В настоящее время актуальным является работы в направлении создания высокоскоростных ЛА. Одной из основных проблем создания высокоскоростных ЛА является разработка и создание гиперзвукового прямоточного двигателя, т.к. это связано интенсивным нагревом его основных элементов.

На основе разрабатываемых в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова термоэмиссионных методов предлагается усовершенствовать ПВРД путем увеличения термоэмиссионной способности стенок камеры сгорания. В этом случае с поверхности нагретых в полете стенок будут выходить электроны и забирать с собой большое количество тепловой энергии. В итоге, стенки двигателя станут холоднее. Дополнительно возможно снижение температурных напряжений в 2–3 раза за счет высокой чувствительности термоэмиссии к температуре. Конструктивно модернизация заключается в нанесении покрытия из материала с низкой работой выхода электронов толщиной в 50 мкм.

Кроме того, при определенной организации движения электронов с горячих стенок в более холодные области двигателя появляется возможность получения электрической энергии, которая является частью энергии нагрева этих стенок. Разработка защищена патентами.

Стоит отметить, что сейчас в США тематика электронного охлаждения также развивается. Однако первая публикация сотрудников БГТУ датируется 2009 годом, а первая публикация за рубежом — 2014 годом (университет штата Мичиган), что свидетельствует о мировой новизне и высоком уровне проводимых в БГТУ исследований.

## **АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ ТЕМПЕРАТУРОПРОВОДНОСТИ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ТУРБОНАСОСНЫХ АГРЕГАТОВ В ПОЛЕ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ УСКОРЕНИЙ И СИЛ**

**А.Р. Лепешкин**

[lepeshkin@rtc.ciam.ru](mailto:lepeshkin@rtc.ciam.ru)

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Для определения теплового состояния различных деталей двигателей и машин требуется знание теплофизических свойств материалов, в частности, температуропроводности и теплопроводности. Исследование температуропроводности металлических материалов в поле действия ускорений и сил является новой проблемой и ее решение имеет важное значение для авиакосмической техники [1, 2].

Тепловые расчеты ГТД и их элементов выполняются по классическим моделям и во многих случаях плохо согласуются с экспериментом. При оценке температур-

ного состояния деталей ротора турбины используются коэффициенты теплопроводности, которые были получены в стационарных условиях земного тяготения ( $g = 1$ ) на ненагруженных образцах. В реальных условиях рабочие лопатки и диски турбин нагружены растягивающими центробежными силами (250...500 МПа) и работают при ускорениях 40 000...200 000 м/с<sup>2</sup> (4000...20 000g) и более и изменение теплопроводности материала в этих условиях можно ожидать существенным. Вероятно, неучет этого обстоятельства приводит к дополнительному различию температурных полей лопаток турбин прогнозируемых расчетом и наблюдаемых в эксперименте.

Данная работа посвящена актуальной проблеме по разработке метода и анализу исследований теплопроводности металлических материалов деталей в разных направлениях в поле действия центробежных ускорений и сил. Разработанный метод отличается от [1, 2]. Проведены экспериментальные исследования теплопроводности в поле действия центробежных ускорений и растягивающих сил при испытаниях на разгонном стенде с использованием разработанного метода исследований. Данный метод исследований предусматривал закрепление на полотне модельного диска трех теплоизолированных проводников из хромелевого провода длиной 55 мм с диаметром 0,5 мм с электронагревателем длиной 10 мм. Электронагреватель размещался в месте соединения теплопроводников. Теплоизолированный объект закреплялся на полотне диска фольгой, привариваемой точечной сваркой. Первый и третий теплопроводники были размещены в радиальном (прямом и противоположном) направлении, а другой вместе с нагревателем располагался в окружном направлении. Внутри вакуумной камеры стенда устанавливался модельный диск со жгутом проводов. Испытания проводились в испытательной камере на разгонном стенде, оснащенной автоматической системой управления частотой вращения электропривода. Контроль за температурным состоянием радиального и окружного теплопроводников, размещенных на вращающемся диске с нагревателем, производился компьютерной системой. Обработка результатов осуществлялась по разработанной программе. Для питания электронагревателя использовался стабилизированный источник Б5-47. Провода питания нагревателя и термопары от теплопроводников присоединялись к ртутному токосъемнику. Во всех экспериментах на разных частотах вращения проводился контроль температуры поверхности диска. Результаты данного контроля показали, что изменения температуры поверхности на разных радиусах через 1 мин после набора оборотов диска без включения нагревателя не превышали 0,05 °С.

Получены экспериментальные данные о кинетике нестационарного нагрева: кривые изменения температур на концах трех теплопроводников как для базового эксперимента без вращения, так и при вращении на частотах 2 500, 5 000 и 10 000 об/мин. Максимальная средняя скорость нагрева теплопроводников в базовом эксперименте (без вращения) составила 0,033 °С/с и время передачи тепла по теплопроводникам составляло 60 сек. По результатам исследований получены относительные изменения времени передачи тепла по теплопроводникам в зависимости от частоты вращения. При этом время прихода тепла теплового потока от нагревателя к концу каждого теплопроводника (повышение его температуры на 0,5 °С) изменялось в несколько раз. Из анализа относительного времени передачи тепла можно определить, что теплопроводность в радиальном направлении для радиального теплопроводника возрастает не менее, чем в 3,0 и 4,3 раза соответственно на частотах вращения 2 500 и 5 000 об/мин. Причем, в радиальном направлении от центра теплопроводность возрастает в 2 раза больше, чем в окружном. Теплопроводность в радиальном направлении в сторону центра диска понижается в 1,5 раза на частоте вращения 2500 об/мин.

Кроме того, в экспериментах с вращением диска наблюдалось снижение температуры на входных концах теплопроводников на выходе из электронагревателя с

ростом частоты вращения. В статическом состоянии температура нагревателя достигала 230 °С после 30 с нагрева. Снижение температуры нагревателя на частотах вращения 2500 и 5000 об/мин составило соответственно 12 и 20 °С, т. е. с ростом частоты вращения под воздействием центробежных ускорений увеличивается отбор тепла от нагревателя, сопровождающийся повышением температуры на выходных концах теплопроводников.

В данной работе в наблюдаемом явлении присутствуют две составляющие: от действия центробежного ускорения и растягивающей центробежной нагрузки. При этом, необходимо учитывать, что в металлах наиболее эффективным является перенос тепла электронным механизмом.

На основе полученных данных доля влияния сил растяжения 10 %, а 90 % связана с влиянием центробежного ускорения. Указанный рост температуропроводности возможно связан с увеличением скорости дрейфа электронов в металле при воздействии центробежных ускорений с учетом положений закона Видемана-Франца. При повышении средней скорости перемещения электронов, которая получила название дрейфовой скорости [3] в ускоренном движении свободных электронов и их более упорядоченного движения под воздействием центробежных сил инерции, они переносят эффективно порции тепла в радиальном и окружном (под воздействием сил Кориолиса) направлениях. В радиальном направлении (в сторону центра диска) температуропроводность понижается, так как оно противоположно движению электронов. В [3, 4] приводятся опыты по регистрации электронно-инерционного тока во вращающейся катушке. Указанные опыты подтверждают, что под воздействием ускорений (в частности, ускорений торможения) скорость перемещения свободных электронов в металле увеличивается.

Полученные результаты в данной работе имеют важное практическое значение для оценки теплового состояния рабочих лопаток турбин и других роторных деталей, работающих в поле центробежных сил в авиакосмической технике, энергетике и других отраслях машиностроения.

#### Литература

- [1] Способ и установка для определения теплофизических характеристик твердых материалов в поле действия центробежных сил: пат. 2235982 Рос. Федерация. № 2010117026/07 / Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г.; заявл. 30.04.2010; опубл. 20.04.2011, бюл. № 11.
- [2] Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г. Экспериментальное исследование температуропроводности материалов в поле действия центробежных ускорений и сил // Тепловые процессы в технике. 2012. № 8. С. 376–379.
- [3] Ландау Л.Д., Е.М. Лифшиц. Теоретическая физика. Т. VIII: Электродинамика сплошных сред. 4-е изд. М.: Физматлит, 2005. С. 325.
- [4] Tolman R.C. and Stewart T. D. The electromotive force produced by the acceleration of metals // Phys. Rev. 1916. Vol. 8, no 2. P. 97–116.

## МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЙ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ДЕТАЛЕЙ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*А.Р. Лепешкин*<sup>1</sup>

lepeshkin@rtc.ciam.ru

*Н.Г. Бычков*<sup>1</sup>

*А.С. Картавцев*<sup>2</sup>

*О.И. Ильинская*<sup>2</sup>

<sup>1</sup> ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

<sup>2</sup> Московский авиационный институт (научно-исследовательский университет)

Для обеспечения конкурентоспособности перспективных ГТД приходится повышать температуру газа перед турбиной свыше 1800 К. Сохранить работоспособность деталей высокотемпературного газового тракта при этом возможно лишь при совершенствовании их теплозащиты. Лопатки турбин являются термонапряженными деталями горячего тракта ГТД и работают в широком диапазоне температур и нагрузок. Для никелевых жаропрочных сплавов, применяющихся при изготовлении лопаток ГТД, в качестве защитных покрытий используются алюминидные жаростойкие и теплозащитные керамические покрытия (ТЗП).

Наиболее эффективная защита материала детали от теплового потока с помощью ТЗП происходит в случае использования керамических покрытий на основе диоксида циркония. Однако весьма проблематичны вопросы долговечности, поскольку сопротивление разрушению этих покрытий при растяжении очень низкое, а в условиях эксплуатации в покрытиях возникают напряжения от воздействия центробежных сил и знакопеременные термические напряжения при термоциклическом нагружении.

Эффективность теплозащиты покрытий и их долговечность зависит не только от теплофизических свойств, химического состава, но и от технологии нанесения покрытия. Теплозащитные керамические покрытия наносятся на детали турбин ГТД по плазменной или электронно-лучевой технологиям. Среди множества технологий нанесения теплозащитных керамических покрытий лучшую теплозащиту при высоком сопротивлении термической усталости обеспечивает электронно-лучевой метод [1, 2].

В настоящее время сведения об эффективности теплозащиты деталей с помощью керамических ТЗП при нагреве их в газовом потоке весьма ограничены. Характеристики теплопроводности ТЗП, полученные при использовании различных известных лабораторных методов, противоречивы.

Предложен метод объективной оценки эффективности теплозащиты металла с помощью покрытий при газопламенном нагреве объекта на разработанной установке [3]. Суть оригинального метода состоит в том, что через разъемный образец, собираемый из двух половинок пропускается высокотемпературный газовый поток. Максимальная температура на «холодной» стороне стенки — 900 °С. Температура газового потока — 1500 °С.

Полученные результаты экспериментального определения снижения температуры стенки из жаропрочных материалов после нанесения ТЗП из диоксида циркония толщиной примерно 120 мкм показывают, что при газопламенном нагреве моделей лопаток турбин ГТД испытанное покрытие столбчатой структуры лучше защищает металл в 1,6 раза больше, чем испытанное плазменное покрытие.

Испытания лопаток с покрытиями и других деталей в газодинамическом потоке дороги и длительны. Существенно дешевле и оперативнее использовать высокочастотный (ВЧ) индукционный нагрев [4].

Разработан метод высокочастотного нагрева для моделирования условий эксплуатационного теплового состояния рабочих лопаток ГТД с керамическими ТЗП для

перспективных ГТД. Процесс ВЧ нагрева в данном методе включает не только индукционный нагрев токопроводящих материалов, но и диэлектрический и индукционный нагрев керамических покрытий. При частоте 440 кГц расчетное распределение высокочастотной электромагнитной энергии на образце из сплава на никелевой основе с ТЗП из диоксида циркония, с учетом соотношений разогреваемых масс основного материала из жаропрочного сплава и покрытия, а так же их электро- и теплофизических свойств и условий охлаждения, составляет для металла примерно 80 % (ВЧ-энергия выделяется в металле образца) и 20 % (ВЧ-энергия выделяется в керамическом покрытии из диоксида циркония). По результатам численных расчетов в этих условиях при скорости нагрева 100 К/с была получена на наружной поверхности модели детали с ТЗП, контактирующей с окружающей средой, температура примерно на 60...80 °С (перепад температуры по покрытию) выше, чем на границе перехода металл — ТЗП, т. е. имитируется температурное состояние изделия в эксплуатации. При использовании частоты 1800 кГц был получен перепад температуры в 2 раза больше.

Для экспериментальной проверки этого теплового состояния проводилось бесконтактное измерение температуры поверхности модели с теплозащитным покрытием на основе  $ZrO_2$  с помощью тепловизора Agema 782 SW, работающего в спектральном диапазоне 3,0...5,6 мкм. При исследованиях температурного состояния детали с покрытием в течение термоцикла оптическая доступность объекта обеспечивалась небольшим отверстием, просверленным в индукторе, через которое сканировался участок поверхности для автоматизации теплофизических измерений. В момент реализации пиковой температуры показание контрольной термопары на детали (расположенной в поле зрения тепловизора по нижней кромке термоизображения) примерно на 60...70 °С ниже, чем температура наружного слоя покрытия (вблизи термопары). Выполненные исследования и измерения температуры детали с ТЗП с помощью тепловизора при термоциклировании подтвердили расчетную величину перепада температуры по толщине покрытия.

Термоциклические испытания лопаток с ТЗП и моделей охлаждаемых деталей проводились при индукционном высокочастотном нагреве объекта на частоте 440 кГц по разработанному методу на установке с высокочастотным ламповым генератором ВЧГ-10/0,44 при термоциклировании по режиму от 350 до 900...1000 °С.

#### Литература

- [1] Кувалдин А.Б., Лепешкин А.Р. Скоростные режимы индукционного нагрева и термонапряжения в изделиях. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2006. 285 с.
- [2] Lepeshkin A.R., Feng Shi. Ceramic Coatings — Applications in Engineering // Intech. 2012. 286 p.
- [3] Lepeshkin A.R., Bychkov N.G. Investigations of thermal barrier coatings of turbine parts using gas flame heating // Journal of Physics: Conference Series. 2017.
- [4] Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г., Першин А.В. Пат. № 2259548 РФ. Способ испытаний деталей с теплозащитным покрытием на долговечность. 2005, бюл. № 24.



## СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И КОМПЛЕКСОВ

### ЗАВИСИМОСТЬ МОДАЛЬНОЙ УПРАВЛЯЕМОСТИ ПО ВЫХОДУ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ОТ ВИДА МАТРИЦ С ЖЕЛАЕНЫМИ СПЕКТРАМИ НА ВЕРХНИХ УРОВНЯХ ДЕКОМПОЗИЦИИ

**А.В. Лапин**  
**Н.Е. Зубов**

AlexeyPoeme@yandex.ru  
Nik.Zubov@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассматривается вопрос обеспечения модальной управляемости по выходу в линейных динамических системах при не полностью измеряемом векторе состояния. В рамках метода декомпозиции по Ван-дер-Воуду предложены варианты расчета матриц с желаемыми спектрами, реализующие для широкого класса систем свойство управляемости по выходу независимо от значений параметров системы и корней в заданном спектре.*

Одним из способов управления динамической системой при не полностью измеряемом векторе состояния является модальное управление с обратной связью по выходному (измеряемому) вектору, не требующее построения наблюдателей состояния [1]. Соответствующий регулятор может быть синтезирован, если система модально управляема по выходу [2].

В настоящее время не существует однозначных критериев модальной управляемости по выходу. При синтезе регулятора по выходу с помощью прямого метода декомпозиции, основанного на подходе Ван-дер-Воуда [3], модальная управляемость по выходу определяется существованием матрицы с произвольным заданным спектром на нулевом уровне, обеспечивающей разрешимость линейного матричного уравнения связи между матрицами регуляторов по состоянию и по выходу.

Не любая полностью управляемая по состоянию система модально управляема по выходу. На модальную управляемость по выходу в указанном выше смысле (по Ван-дер-Воуду) оказывают влияние конкретные значения ряда матриц, назначаемых или рассчитываемых в рамках декомпозиции многомерных систем неоднозначно. Определяющим является вид матриц с желаемыми спектрами на верхних (всех, кроме нулевого) уровнях декомпозиции. Обычно с целью возможного разделения каналов управления эти матрицы назначаются диагональными. Но диагональный вид может не обеспечивать системе модальную управляемость по выходу или обеспечивать ее не при любых значениях параметров системы и корней в заданном спектре. Предлагается, сохраняя желаемые спектры, задавать указанные матрицы треугольными или рассчитывать их из определенных уравнений. При таком подходе во многих случаях обеспечивается модальная управляемость по выходу независимо от соотношений между параметрами системы и корней на верхних уровнях декомпозиции, а также упрощается расчет матриц с желаемыми спектрами на нижних уровнях.

В работе рассмотрен пример использования описанного подхода при синтезе регулятора по выходу для линейной нестационарной системы автоматического регулирования 6 порядка, содержащей 3 управляющих входа и 4 измеряемых выхода. Результаты математического моделирования подтверждают целесообразность применения предлагаемых расчетов.

## Литература

- [1] Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Рябченко В.Н. и др. Оценка угловой скорости космического аппарата в режиме орбитальной стабилизации по результатам измерений датчика местной вертикали // Вестник МГТУ. Приборостроение. № 5. 2014. С. 3–15.
- [2] Зубов Н.Е., Зыбин Е.Ю., Микрин Е.А., Мисриханов М.Ш., Пролетарский А.В., Рябченко В.Н. Управление по выходу спектром движения космического аппарата // Изв. РАН. ТисУ, № 4. 2014. С. 111–122.
- [3] Зубов Н.Е., Лапин А.В., Микрин Е.А., Рябченко В.Н. Управление по выходу спектром линейной динамической системы на основе подхода Ван-дер-Воуда // Доклады Академии наук. 2017. Т. 476, № 3. С. 260–263.

## РАЗВИТИЕ ТЕОРИИ УСТОЙЧИВОСТИ ДЛЯ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ ВКЛЮЧЕНИЙ В РАБОТАХ Г.А. ЛЕОНОВА И ЕЕ ПРИМЕНЕНИЕ ДЛЯ АНАЛИЗА УСТОЙЧИВОСТИ СИСТЕМ УГЛОВОЙ ОРИЕНТАЦИИ

*Н.В. Кузнецов*

*n.v.kuznetsov@spbu.ru*

Санкт-Петербургский государственный университет,  
Институт проблем машиноведения РАН

Методы нелинейного анализа динамики систем с угловой координатой были впервые разработаны в знаменитой работе 1933 года Ф. Трикоми, в которой исследовалось качественное поведение двумерных систем маятникового типа с неединственным состоянием равновесия. Эти идеи затем развивались в научной школе А.А. Андропова для двумерных систем с кусочно-линейными нелинейностями.

В 70-е годы прошлого века Г.А. Леоновым были предложены общие подходы к нелинейному анализу систем автоматического регулирования с угловой координатой и разрывными нелинейностями. В его работах были преодолены трудности, связанные с обобщением классических результатов теории устойчивости на системы с цилиндрическим фазовым пространством и разрывными нелинейностями [1, 2]. Так, например, классические критерии глобальной устойчивости Барбашина–Красовского и принцип Ла-Салля требуют неограниченного возрастания функций ляпуновского типа в фазовом пространстве по всем координатам, в то время как в цилиндрическом фазовом пространстве рассматриваются изменение фазы на периоде и периодические функции Ляпунова (модификация прямого метода Ляпунова с построением периодических функций ляпуновского типа).

В данном докладе на примере автопилота из монографии Б.В. Раушенбаха и Е.Н. Токаря [3] (в котором управление каждым углом производится по независимым контурам управления) обсуждается применение теории дифференциальных включений и критериев устойчивости в цилиндрическом фазовом пространстве [4] для анализа глобальной устойчивости и рождения колебаний.

Актуальность строгого анализа устойчивости и рождения колебаний в системах автоматического регулирования с кусочно-линейными нелинейностями связана с контрпримерами со скрытыми колебаниями к известным гипотезам М.В. Капранова (о самовозбуждающихся колебаниях и устойчивости в системах фазовой синхронизации) и Р. Калмана (о моноустойчивости систем Лурье с единственным состоянием равновесия и нелинейностями из сектора линейного сектора) [2].

### Литература

- [1] Гелиг А.Х., Леонов Г.А., Якубович В.А. Устойчивость нелинейных систем с неединственным состоянием равновесия. М.: Наука, 1978.
- [2] Леонов Г.А., Кузнецов Н.В., Киселева М.А., Мокаев Р.Н. Глобальные задачи дифференциальных включений: проблемы Калмана и Вышнеградского, цепи Чуа // Дифференциальные уравнения и процессы управления. 2017. № 4. С. 1–52
- [3] Леонов Г.А. Глобальная устойчивость двумерных систем управления угловой ориентацией. Прикладная математика и механика. 2000. Т. 64. Вып. 5. С. 890–896
- [4] Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974.

## ПУТИ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛОТОМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**И.Н. Пантелеймонов**      panteleymonov\_in@spacecorp.ru

ОАО «Российские космические системы»

*Работа посвящена проблеме поиска путей повышения эффективности системы управления полетом космических аппаратов с применением современных способов передачи, обработки и отображения информации, позволяющих без значительного увеличения аппаратно-программного обеспечения и численного состава эксплуатационно-технического персонала наземного комплекса управления управлять многоспутниковыми группировками различного назначения.*

В начале доклада задаются основные критерии оценки эффективности системы управления и в дальнейшем отмечается какие из заданных критериев улучшаются предлагаемыми методами.

В качестве алгоритмических решений предлагается применение современных способов передачи с использованием стека протоколов TCP/IP и применение современных способов управления, обработки информации и отображения информации особо критичными объектами с использованием SCADA-системы.

В качестве первого пути реализации схемы организации связи предлагается применение командно-измерительных станций с многолучевыми цифровыми АФАР, формирующими следящие остронаправленные лучи. Следующим шагом является создание орбитальных группировок, КА которых связаны межспутниковыми радиолиниями, применение которых позволит управлять всей орбитальной группировкой в режиме квазиреального времени. И последнее краеугольное предложение — это использование цифровой сети передачи данных на низкоорбитальных спутниках-ретрансляторах для передачи информации управления на любые КА в режиме квазиреального времени.

В докладе дано обоснование применения указанных выше технологий, а также отражены графовые и сетевые схемы организации связи при управлении полетом КА.

## АЛГОРИТМ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПОЛНОГО ПРОСТРАНСТВА ПАРАМЕТРОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ НЕЖЕСТКОГО СПУТНИКА

Ю.И. Нехороший<sup>1</sup>  
В.Ю. Рутковский<sup>2</sup>

yuri.nekhoroshy@gmail.com  
rutkov@ipu.ru

<sup>1</sup> АНО ВО «Гуманитарный институт»

<sup>2</sup> ИПУ им. В.А. Трапезникова РАН

*Рассматривается задача идентификации параметров динамической модели плоского углового движения нежесткого спутника по измерениям угла и угловой скорости, которая состоит в решении системы нелинейных алгебраических уравнений. Анализируются методы решения такого класса задач, основанные на решении эквивалентной математической задачи. Предложен алгоритм идентификации параметров, основанный на переходе к решению эквивалентной задачи — спектральной задачи для системы линейных пучков матриц.*

Идентификация параметров математической модели нежесткого космического аппарата (КА) является ключевым моментом при разработке системы управления, поскольку наземные испытания нежестких КА с целью оценки их параметров обычно невозможно по ряду причин. Во-первых, многие гибкие КА будут собираться в космосе, во-вторых, несущие конструкции размером до 100 м и более являются слишком большими, чтобы испытывать их в земных условиях.

Учитывая сказанное, наиболее целесообразным представляется идентификация параметров нежесткого КА непосредственно на орбите.

В докладе рассматривается модально-физическая модель динамики плоского углового движения упругого спутника, который в рассматриваемом случае состоит из основного абсолютно жесткого тела и упруго присоединенных к нему одного или более дополнительных тел [1].

Идентификация параметров математической модели динамического объекта в ряде случаев требует решения системы нелинейных алгебраических уравнений (СНАУ). Например, определение типов материалов и количества каждого из них в некоторой выборке радиоактивных материалов по измерениям веса выборки в определенные моменты времени, определение собственных частот и коэффициентов возбужденности модально-физической модели плоского углового движения деформируемого космического аппарата по измерениям угла и угловой скорости в заданные моменты времени [2].

Нашими исследованиями установлено, что классические методы решения СНАУ, такие как метод Ньютона и его модификации, реализованные в многочисленных пакетах программ, малоэффективны или не работают совсем.

Представляется наиболее перспективной стратегия поиска решения СНАУ путем решения эквивалентной математической задачи, имеющей решение, совпадающее с решением исходной СНАУ. По нашему мнению, для решения задачи идентификации параметров модели нежесткого спутника по измерениям угла и угловой скорости целесообразно применить высоконадежные вычислительные процедуры решения спектральной задачи для линейных пучков матриц [3]. Алгоритм идентификации базируется на ранее предложенном подходе, позволяющем решение СНАУ сводить к решению спектральной задачи для линейных пучков матриц [4].

### Литература

- [1] Суханов В.М., Рутковский В.Ю. Уравнения движения и анализ динамики конструкций деформируемых космических аппаратов с разветвленной структурой. Препринт. М.: Ин-т проблем управления, 1986.
- [2] Нехороший Ю.И., Рутковский В.Ю., Суханов В.М. Идентификация параметров модально-физической модели деформируемого космического аппарата // Автоматика и телемеханика, 1992. № 7. С. 19–25.
- [3] Нехороший Ю.И. Идентификация параметров модели нежесткого спутника на основе решения спектральной задачи для системы пучков матриц // Автоматика и телемеханика. 1997. № 1. С. 181–186.
- [4] Кублановская В.Н. О связи спектральной задачи для линейных пучков матриц с некоторыми задачами алгебры // Зап. науч. семинаров Ленинградского отделения Математического ин-та АН СССР. 1978. Т. 80. С. 98–116.

## ДИНАМИЧЕСКАЯ КОРРЕКЦИЯ В КОНТУРЕ СТАБИЛИЗАЦИИ ДАВЛЕНИЯ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Ю.Н. Кузин

А.П. Медведев

Г.Н. Румянцев

Ps2MeDveD@gmail.com

ФГУП НПЦ АП им. Н.А. Пилюгина

*На основании математической модели двигателя глубокого регулирования проведено исследование переходных процессов в камере сгорания при изменении площади минимального сечения сопла. В моделирующий комплекс введена модель нестационарности скорости горения, предсказывающая колебательные режимы давления и погасание топлива при снижении давления на начальных участках работы двигательной установки.*

Большую роль в качестве управления двигателем глубокого регулирования (ДГР) играет правильный расчет скорости горения твердого топлива. Скорость горения является одной из основных характеристик твердых ракетных топлив (ТРТ), используемых при расчете внутрикамерных процессов ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ). Определение скорости горения для конкретного состава топлива осуществляется экспериментальными методами, позволяющими представить скорость горения в виде аналитического выражения. Основными функциями, используемыми при расчете внутрикамерных процессов в РДТТ, являются зависимость скорости горения от давления, а также зависимость скорости горения от начальной температуры топливного заряда [1].

Вычисленная подобным образом скорость горения называется стационарной, так как описывает зависимость скорости горения от давления на стационарных режимах горения. Однако двигателю глубокого регулирования, в связи с необходимостью управления движением изделия перераспределением тяги между соплами в совокупности с предъявляемым требованием высокого быстродействия, приходится работать почти все время своего функционирования в высокодинамичном режиме, стабилизируя высокие градиенты давления. Также одной из целей изделия, оснащенного ДГР, является увеличение точности отработки требуемых кинематических параметров при отделении полезной нагрузки. Реализация этой цели упрощается, если есть возможность регулировать тягу твердотопливной регулируемой двигательной

установки (ТРДУ) до минимально-реализуемого уровня. Таким образом, актуальной становится задача обеспечения режима работы ТРДУ на малых уровнях давления в камере сгорания (КС). Именно при динамичных процессах на этих участках в совокупности с условием малого свободного объема камеры сгорания велика вероятность возникновения низкочастотных колебаний, ведущих к затуханию топливного заряда. При большой величине свободного объема подобные генерации не представляют опасности затухания топлива ввиду высокой инерционности системы вследствие запасенной за время работы энергии.

Результаты натурных испытаний двигательной установки показали, что расчет скорости горения, руководствуясь лишь описанными выше параметрами и зависимостями, является недостаточным. Из-за несоответствия рассчитываемой скорости горения и настоящего процесса в КС в случаях перехода между режимами давления в КС возникают колебательные процессы по давлению с опасными градиентами, что зачастую приводит к прекращению функционирования двигателя — либо к разрыву КС, либо к затуханию ТРТ.

Несоответствие расчетной и реальной скоростей горения по большей части обусловлено тем, что при некоторых высокочастотных рабочих процессах РДТТ, например, при быстро изменяющемся давлении в камере сгорания, скорость горения не подчиняется стационарным зависимостям и определяется не только мгновенными значениями давления в камере, начальной температуры заряда, но и всей предысторией процесса горения. Наблюдаемая при этом скорость горения ТРТ называется нестационарной и, в отличие от описываемой стандартными выражениями стационарной скорости, описывается не алгебраической зависимостью, а дифференциальными уравнениями динамики горения ТРТ, которые характеризуют опережение скорости горения по отношению к давлению [2, 3].

В работе описывается метод решения приведенной проблемы, заключающийся во введении звена опережения скорости горения относительно давления в модель двигательной установки. Синтез системы стабилизации давления с учетом этого опережения позволяет обеспечивать работу реальной двигательной установки в областях пониженных давлений при условии малого свободного объема в камере сгорания с существенно меньшим риском прекращения функционирования изделия. Это расширяет возможности двигателей глубокого регулирования, позволяя решать проблему затухания топлива, не создавая дополнительного свободного объема на начальных участках работы двигательной установки, что позволяет расходовать меньшее количество ТРТ.

#### Литература

- [1] Абугов Д.И., Бобылев В.М. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1987. 270 с.
- [2] Метод модельного уравнения в теории нестационарного горения твердого ракетного топлива. Физика горения и взрыва. 2012. Т. 48, №1. 8 с.
- [3] Лэнинг Дж. Х., Бэттин Р.Г. Случайные процессы в задачах автоматического управления. М.: Изд-во иностранной литературы, 1958. 387 с.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЕРТИКАЛЬНОЙ ПОСАДКИ ОТРАБОТАННЫХ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

А.В. Швецова

arinawushu@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящей работе была рассмотрена возвращение отработанной первой ступени ракеты-носителя и ее вертикальной посадки на заранее подготовленную площадку, при помощи управления вектором тяги и аэродинамических рулей.

Начиная с полета первого искусственного спутника Земли, для запусков ПН в космос используются одноразовые системы запуска, представляющие собой сложнейшие и дорогостоящие устройства. В большинстве случаев изготовление штучного и, более того, одноразового изделия является затратным, поэтому на протяжении всего развития космической техники предпринимались попытки создания многоразовых систем. Опыт наших западных коллег показывает, что многоразовое использование первой ступени и ее разгонных блоков возможно. Однако их проектирование, а также повторная эксплуатация не является тривиальной задачей.

В работе было рассмотрено семейство ракет-носителей Falcon 9, а также анализ параметров полета первой ступени на основе полученных данных из опубликованных материалов. Из видеозаписи, находящейся в открытом доступе, были получены данные телеметрии, а именно зависимости скорости от времени и высоты от времени. Наглядное представление этих параметров в виде графиков помогло определить характерные участки траектории: активный участок, разворот отработанной ступени, участок возвращения, участки включения маршевого двигателя для торможения при приземлении, участки дросселирования, корректировки орбиты и свободного падения. Так как участки работы маршевого двигателя были однозначно определены по графикам, на основе этой информации был рассчитан расход топлива. Следующим шагом было построение упрощенной геометрической модели первой ступени и определены были аэродинамические характеристики в зависимости от угла атаки. На основе геометрической модели и обработанной информации была составлена система уравнения движения первой ступени в атмосфере во время всего ее полета.

Результатом решения системы дифференциальных уравнений стало построение траектории движения первой ступени РН, а также анализ программы управления на участке спуска и посадки. В качестве управляющих органов были выбраны поворотные рули в верхней части ракетного блока, а также изменение вектора тяги при помощи маршевого двигателя в карданном подвесе. Для осуществления посадки была разработана система автоматического регулирования с использованием теории конечного управления. С целью упрощения задачи было введено допущение, что начиная с высоты около 15 км траектория становится практически вертикальной. В качестве результата проектирования был построен график изменения управляющей функции.

### Литература

- [1] Мещанов А.С., Калимуллин Р.Ф., Туктаров Э.А. Управление многоразовым космическим беспилотным летательным аппаратом при возвращении на Землю. Вестник технологического университета. 2017. Т. 20, № 17.
- [2] Кузнецов Ю.Л., Украинцев Д.С. Анализ влияния схемы полета ступени с ракетно-динамической системой спасения на энергетические характеристики двухступенчатой ракеты-носителя среднего класса // Вестник Самарского государственного аэрокосмического

- университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 1. С. 73–80. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-73-80
- [3] Nonaka S., Ogawa H., and Inatani Y. Aerodynamic design considerations in vertical landing rocket vehicle // 10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conferences.

## ОБ ОСОБЕННОСТЯХ ДИНАМИКИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

**А.Н. Лисицын**

alexeyl93@mail.ru

**Н.М. Задорожная**

zanatalie@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Статья посвящена сравнению аэродинамики летательных аппаратов с аэродинамикой ветрогенераторов. Рассмотрены особенности динамики указанных объектов. Показаны решения для снижения динамических нагрузок при проектировании аэродинамических объектов. Особое внимание уделено построению математической модели. Выделены различия и особенности ее построения для каждого типа объектов управления.*

Всем известно о широком использовании различного рода летательных аппаратов (пилотируемых, беспилотных, космических и др.). Одновременно в последние десятилетия широкое применение получили необычные аэродинамические объекты — ветрогенераторы.

Целью данного доклада является сравнение аэродинамики летательных аппаратов (ЛА) с аэродинамикой ветрогенераторов (ВГ). Следует отметить, что ветроэнергетика не всегда эффективно использовалась в связи с тем, что разработчиками ветроэнергетических установок (ВЭУ) с самого начала был выбран неоптимальный путь создания преобразователей воздушных потоков, основанных на аэродинамике летательных аппаратов.

Аэродинамические характеристики — это совокупность зависимостей аэродинамических коэффициентов, а также их производных и распределенных нагрузок от характерных параметров, определяющих режимы работы, как летательного аппарата, так и ВГ. Они являются основными исходными данными при проектировании любого аэродинамического объекта. Главными задачами теоретической и экспериментальной аэродинамики является определение и оптимизация аэродинамических характеристик. Для летательных аппаратов полный набор аэродинамических характеристик является очень широким и разнообразным, что связано с их назначением. В случае летательных аппаратов при расчете динамики учитываются такие основные параметры как: тяга, сила притяжения, сила сопротивления, подъемная сила. В ветроэнергетических установках основной упор при расчете идет на крутящий момент, действующий на лопасти. Подъемная сила, как и у летательного аппарата, является важнейшим параметром для функционирования ВГ. Оптимальное значение достигается при помощи регулирования угла атаки лопастей и выбора их правильного профиля.

Одной из ключевых задач при проектировании аэродинамических объектов является снижение динамических нагрузок на конструкцию во время сильных ветров. Применение системы управления поворотом лопастей дает существенно снизить нагрузки на конструкцию ВЭУ. Однако при проектировании систем управления необходимо помнить о нелинейности процесса и сложности точного измерения скорости ветра.

Кроме того, необходимо учитывать влияние угла атаки лопастей на производительность и динамические нагрузки ВГ. При проектировании систем управления ЛА особое внимание уделяется аэродинамическим характеристикам, которыми этот аппарат будет обладать. Выбор конкретных параметров геометрии летательного аппарата чаще всего определяется наличием результатов систематических исследований по обтеканию тел. Для проведения анализа вязкости и сжимаемости среды, позволяющего восстановить механизм течения, но и усложняющего значительно процесс исследования, в настоящее время обычно применяется численное моделирование обтекания тел, основанное на решении системы дифференциальных уравнений.

Математическая модель объекта управления является основой описания и исследования процессов в контурах управления и основой синтеза этих контуров. Математическая модель строится для описания определенной группы свойств реального неограниченно сложного объекта управления. При проектировании летательных аппаратов существует множество аспектов, в которых мы можем быть уверены, но также и много неопределенностей. Модель динамики ЛА строится на основе банка аэродинамических характеристик, полученного по результатам продувок натурной модели в аэродинамических трубах, и определяет соответствие формируемых аэродинамических сил и моментов условиям полета ЛА, таким как скорость, высота, скоростной напор, число  $M$  полета, углы атаки и скольжения, значения углов отклонения каждой из аэродинамических поверхностей летательного аппарата. Получаемая модель движения является совокупностью аналитических выражений, графических и табличных зависимостей, которые однозначно определяют траекторию полета ЛА. Основу математической модели составляют уравнения движения. Математическую модель дополняют характеристики гравитационного поля, характеристики атмосферы, аэродинамические характеристики ЛА и характеристики двигательной установки ЛА. ВЭУ является сложным устройством с множеством управляемых параметров, основными из которых являются: ориентирование по ветру, контроль угла поворота лопасти и управление механическим моментом на валу генератора.

Математические модели различных ВЭУ в настоящее время достаточно проработаны, но резкие колебания скорости, направления ветра и некоторые другие факторы снижают их эффективность. Основным параметром эффективности турбины является коэффициент мощности, который зависит от коэффициента скорости наконечника лопасти, поэтому необходимо решать задачу поиска их оптимального соотношения (при изменении скорости ветра), что является целью управления ВГ. Мощность ВГ зависит от трех составляющих: скорости ветра, изменения скорости ротора и поворота лопастей. Скорость — неуправляемый входной параметр, который может рассматриваться как внешнее возмущение с точки зрения системы управления. С другой стороны, скорость ротора и угол поворота могут управляться и использоваться как компенсирующие переменные. При переходе к востребованным на сегодняшний день ВЭУ большой мощности 200кВт и больше до 1Мвт возникла необходимость оптимизации систем управления, ориентированных на улавливание порывов ветра. В виду этого актуальна задача разработки соответствующих адаптивных систем управления ВЭУ. В обоих случаях для получения точной модели, применяется методика идентификации аэродинамических характеристик.

Таким образом, сравнение динамики летательных аппаратов и ветроустановок выявляет много вопросов и проблем, общих для этих аэродинамических объектов. Данный вывод дает перспективу того, что новые результаты исследований полностью или частично могут быть использованы для обоих объектов.

## О РЕЗУЛЬТАТАХ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СОС ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

Н.К. Галиханов  
Е.В. Титов

sunnesoft@gmail.com

Филиал «ПНБО» АО «НПК «СПП»

*Приведены имитационные модели интегрированной системы ориентации и стабилизации (СОС) перспективных космических аппаратов (КА) системы ГЛОНАСС на основе данных бортовой аппаратуры межспутниковой лазерной навигационно-связной системы (МЛНСС) и блока датчиков угловой скорости (ДУС) КА. Представлены результаты имитационного моделирования процесса функционирования интегрированной СОС перспективных КА ГЛОНАСС в различных режимах работы с учетом возмущающих факторов.*

Современный этап развития навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС характеризуется поступательным совершенствованием всех ее элементов: модернизацией навигационных космических аппаратов, исследованием путей развития космического комплекса и его наземного сегмента, совершенствованием методов и технологий фундаментального и прикладного (эфмеридно-временного, геодинамического, геодезического и др. видов) обеспечения системы [1]. В последнее время обозначилась устойчивая тенденция к возникновению ситуации, когда решающее влияние на точность навигации потребителей системы ГЛОНАСС будут оказывать погрешности пространственной ориентации космических аппаратов, поддерживаемой функционированием бортовой системы ориентации и стабилизации [2]. Таким образом, проблема совершенствования точностных характеристик СОС перспективных космических аппаратов системы ГЛОНАСС является актуальной.

Модернизация СОС КА может осуществляться как по пути совершенствования характеристик элементов существующей системы, так и по пути интеграции в состав СОС перспективных элементов, обладающих свойствами, способными придать системе новое качество. В качестве такого перспективного элемента, следует рассматривать межспутниковую лазерную навигационно-связную систему, терминалы которой планируются к установке на борту перспективных КА системы ГЛОНАСС.

Современные интегрированные системы навигации КА, как правило, формируют навигационное решение путем комплексирования данных ГНСС-приемника и бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) [3]. Предложен новый вариант интегрированной архитектуры СОС перспективных КА системы ГЛОНАСС на основе жестко (сильно) связанной схемы комплексирования данных, в которой в качестве аналога информации ГНСС-приемника выступают данные межспутниковой лазерной навигационно-связной системы, а в качестве аналога БИНС — данные блока датчиков угловых скоростей.

Основным инструментом исследования предложенного варианта интегрированной системы ориентации и стабилизации КА ГЛОНАСС является имитационное моделирование. В связи с этим, разработан программно-математический комплекс, обеспечивающий имитацию процесса функционирования предлагаемой СОС, и представлена его архитектура. Приведены имитационные модели управляемого углового движения перспективного КА ГЛОНАСС с учетом возмущающих факторов, математические модели чувствительных элементов, исполнительных устройств и их ошибок, алгоритмы функционирования интегрированной системы ориентации и стабилизации.

Представлены результаты имитационного моделирования процесса функционирования СОС в различных режимах работы с учетом влияния возмущающих факторов, которые демонстрируют перспективность применения терминала МЛНСС в составе СОС перспективных КА системы ГЛОНАСС для решения задачи повышения точности определения его пространственной ориентации. Делаются выводы и даются рекомендации об условиях и ограничениях применения рассматриваемого подхода.

#### Литература

- [1] Пасынков В.В. и др. Решение проблемы точности системы ГЛОНАСС и перспективы ее улучшения в ближайшие годы // Труды ИПА РАН. Вып. 35. СПб.: ИПА РАН, 2015. С. 17–23.
- [2] Галиханов Н.К., Титов Е.В. Постановка технической задачи формирования облика системы ориентации и стабилизации перспективных космических аппаратов ГЛОНАСС // Труды ИПА РАН. Вып. 42. СПб.: ИПА РАН, 2017. С. 79–88.
- [3] Современные и перспективные информационные ГНСС-технологии в задачах высокоточной навигации / под ред. В.А. Бартенева, М.Н. Красильщикова. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. 192 с.

## **РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ВЯЗКОЙ СПУТНИКОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ НА ОСНОВЕ СПЕЦИАЛИЗИРОВАННОГО ПРОГРАММНО- АППАРАТНОГО КОМПЛЕКСА**

**А.А. Подчуфаров**  
**А.В. Фомичев**

dron.a.p@mail.ru  
alexeyfomichev@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассматривается задача повышения точности взаимной ориентации и стабилизации для связки космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Разработан комплекс математических моделей и алгоритмов управления, позволяющих учесть особенности существующего аппаратного состава связки КА и сформировать требования к перспективным решениям по созданию спутников ДЗЗ и их компонентов, для их отработки на стенде полунатурного моделирования в режиме реального времени.*

Использование связки спутников радиолокационного дистанционного зондирования Земли является актуальным направлением повышения качества высокоточного наблюдения за участками земной поверхности.

Обеспечение требуемого пространственного разрешения зондируемой области земной поверхности задается наряду с показателями целевой аппаратуры возможностями ориентации и стабилизации связки космических аппаратов в области динамических и точностных характеристик.

С целью разработки алгоритмов ориентации бортового комплекса управления спутника из состава связки был разработан комплекс математических моделей, обеспечивающих расчет орбитального положения, динамической модели контура управления и модели, отражающей формирование погрешностей измерения и отработки управляющих алгоритмов [1]. Такой подход дает возможность выявить факторы, обладающие преимущественным потенциалом повышения качества результирующих характеристик связки КА и предложить варианты по их совершенствованию. В качестве одного из таких факторов выделен измерительный комплекс определения углового положения КА. Рассмотрено использование измерительного контура, включающего

астросистему (картограф) и БИНС, а также систему наземных радиомаяков и систему корректировки углового положения «ведомого» КА по информации от «ведущего».

Использование названного комплекса моделей позволяет синтезировать алгоритмы многокритериальной оптимизации по точности зондирования, времени выхода на точку начала зондирования, расходуемой энергии на переориентацию связи и ресурсные ограничения. Отработка данных алгоритмов на стенде полунатурного моделирования в режиме реального времени позволяет учесть особенности существующего аппаратного состава связи и сформировать требования к перспективным решениям по созданию спутников ДЗЗ и их компонентов.

Формирование связи из перспективных отечественных космических аппаратов с использованием описанного программно-алгоритмического комплекса, в перспективе, позволит решать задачи мониторинга земной поверхности на уровне существующих зарубежных аналогов.

#### Литература

- [1] Подчуфаров А.А. Синтез высокоточных алгоритмов бортового комплекса управления группы (связки) космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Актуальные проблемы развития отечественной космонавтики: Труды XLI академических чтений по космонавтике. М., 2017.

## РОБОТИЗИРОВАННЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ МОДУЛЬ. УМЕНЬШЕНИЕ ЗАТРАТ ЭНЕРГИИ НА УПРАВЛЕНИЕ ПРИВЕДЕННОЙ СИСТЕМОЙ ЗА СЧЕТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СОБСТВЕННЫХ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ДВИЖЕНИЙ

П.П. Белоножко

byelonozhko@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Важный принцип организации движения роботов — обеспечение соответствия свободных и вынужденных движений манипулятора. Применительно к перспективному классу систем — монтажно-сервисным роботизированным космическим модулям (МСРКМ) — рассмотрено использование собственных инерционных движений по степеням подвижности манипулятора в задачах управления. Дана оценка затрат энергии на управление нелинейной колебательной приведенной системой, поставленной в соответствие МСРКМ.*

По результатам анализа различных устройств космической робототехники и решаемых с их помощью задач [1] выделен перспективный класс монтажно-сервисных роботизированных космических модулей (МСРКМ), которые оснащены манипулятором (манипуляторами), способны самостоятельно перемещаться в космическом пространстве и приспособлены для контактного взаимодействия с монтируемыми (обслуживаемыми) объектами. Выделена актуальная задача автоматизированной сборки крупногабаритных космических объектов. Характерной особенностью МСРКМ является наличие динамических режимов, в которых перемещение груза относительно основания при помощи манипулятора сочетается с перемещением основания. При этом возможны собственные инерционные движения по внутренним степеням свободы МСРКМ, возникающие при отсутствии как внешних по отношению к МСРКМ сил и моментов, так и управляющих воздействий в шарнирах манипулятора. Исследова-

ние этих движений представляет интерес с точки зрения реализации важного принципа организации движения роботов — обеспечения соответствия свободных и вынужденных движений манипулятора. При этом эффективным оказывается введение в рассмотрение некоторой приведенной системы, уравнения динамики которой при определенных условиях могут быть получены в форме уравнений Рауса [2-4]. Таким образом, исследование собственных инерционных движений роботизированных космических модулей по степеням подвижности манипулятора представляет не только теоретический, но и прикладной интерес, а рассмотрение модельных задач, допускающих аналитическое изучение динамических режимов, становится весьма актуальным [2-4].

В качестве исходной в соответствии с [2-4] рассмотрим свободную в инерциальном пространстве систему двух твердых тел (основания и груза), связанных идеальным одностепенным вращательным шарниром, совершающую плоское движение. В шарнире приложен управляющий момент. Данная расчетная схема может быть поставлена в соответствие МСРКМ с одной управляемой степенью подвижности манипулятора (например, в режиме, когда остальные шарниры МСРКМ, имеющего соответствующую конфигурацию, зафиксированы).

В [2-4] показано, что в отсутствие внешних сил и моментов исходной системе может быть поставлена в соответствие приведенная нелинейная колебательная система, динамика управляемого движения которой описывается независимым дифференциальным уравнением. Таким образом, исследование вопроса об управлении движением груза относительно основания сводится к исследованию вопроса об управлении движением приведенной системы.

В случае отсутствия управляющего воздействия в шарнире имеют место собственные баллистические движения приведенной системы. Могут быть выделены два вида собственных баллистических движений: колебания и круговращения.

Будем полагать, что привод степени подвижности расходует энергию необратимо, и расход энергии на управление определяется суммой абсолютных значений механической работы управляющего момента для участков, на каждом из которых зависимость полной энергии приведенной системы от времени есть монотонная функция.

Оптимальным управлением в смысле минимизации затрат энергии будет любая гладкая функция, знак которой в каждый момент времени совпадает со знаком скорости, либо в каждый момент времени противоположен знаку скорости. Возможно также импульсное управление.

В докладе проанализированы различные варианты управляемого движения приведенной системы.

Требования к управлению, оптимальному в смысле минимизации затрат энергии, не накладывают жестких ограничений на класс используемых функций, что позволяет учитывать дополнительные соображения, определяемые техническим характером задачи, например, ограничения на относительное перемещение звеньев манипулятора, на значение управляющего момента, скорости, или требования по быстродействию.

#### Литература

- [1] Белоножко П.П. Перспективные монтажно-сервисные роботизированные космические модули // Робототехника и техническая кибернетика. 2015. № 2 (7). С. 18–23.
- [2] Белоножко П.П. Исследование плоских инерционных движений космического манипулятора на подвижном основании как нелинейной колебательной системы // Робототехника и техническая кибернетика. 2016. № 4 (13). С. 52–58.
- [3] Belonozhko P.P. Methodical Features of Acquisition of Independent Dynamic Equation of Relative Movement of One-Degree of Freedom Manipulator on Movable Foundation as Control Object // Smart Electromechanical Systems: The Central Nervous System. Studies in Systems,

Decision and Control 95. Andrey E. Gorodetskiy, Vugar G. Kurbanov (ed.). Springer International Publishing Switzerland, 2017. P. 261–270. DOI: 10.1007/978-3-319-53327-8\_19

- [4] Белоножко П.П. Анализ приведенной нелинейной колебательной системы, соответствующей одностепенным манипуляторам на подвижном и шарнирно закрепленном основании // Робототехника и техническая кибернетика. 2017. № 3 (16). С. 44–52.

## РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ РОБОТОМ-МАНИПУЛЯТОРОМ С СИЛОМОМЕНТНЫМ ОЧУВСТВЛЕНИЕМ

**Н.Ю. Козлова**  
**А.В. Фомичев**

k.natalia.bmstu@gmail.com  
alexeyfomichev@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Осуществление технических работ человеком в открытом космосе или на поверхностях различных планет Солнечной системы является опасным и дорогостоящим. Создание дистанционно управляемых роботизированных систем копирующего или полуавтоматического типа с силомоментным очувствлением позволят оператору выполнять сложные технические задачи в открытом космосе с Земли или выполнять работы на поверхности других космических объектов, находясь на борту МКС. Необходимость работы подобных систем в режиме реального времени без потери устойчивости и требуемой точности накладывает существенные ограничения на допустимое расстояние между оператором и удаленным объектом управления.*

В данной работе исследуется система дистанционного управления космическим роботом-манипулятором копирующего типа. Предполагается, что оператор находится на поверхности Земли и управляет манипулятором, находящимся в открытом космосе. Человек управляет удаленным манипулятором, установленном на подвижной базе, с помощью манипулятора, имеющего аналогичную задающему устройству кинематическую схему. Особенностью исследуемой системы является то, что исполнительный манипулятор установлен на подвижной базе. Управление осуществляется на тактическом уровне, то есть человек-оператор управляет непосредственно траекторией движения захвата манипулятора.

Разработанные алгоритмы дистанционного управления обеспечивают двустороннюю передачу информации, что позволяет оператору ощущать воздействия рабочей среды на исполнительное устройство. То есть в системе дистанционного управления создается усилие на конце задающего устройства, воспринимаемое рукой человека, равное усилию, приложенному к манипулятору со стороны объекта манипулирования.

Передача визуальной информации с установленных на ИУ камер на экран монитора оператора или на очки виртуальной реальности позволит обеспечить эффект присутствия человека-оператора в удаленной рабочей зоне и позволит ему осуществлять сложные технические задачи в космосе, находясь на поверхности Земли.

Физическая структура системы дистанционного управления состоит из:

– локального контура управления задающего устройства (ЗУ), в котором обеспечивается передача в ЗУ вектора силы, зависящего от текущего положения и скорости перемещения ЗУ, а также информации обратной связи, получаемой от исполнительного устройства (ИУ);

– локального контура управления исполнительного устройства (ИУ), в котором обеспечивается передача в ИУ вектора силы, пришедшего через канал связи от ЗУ;

– канала связи, обеспечивающего двустороннюю передачу данных между ЗУ и ИУ и характеризующегося неизвестной по величине задержкой.

В общем случае из-за наличия в системе достаточно больших и неизвестных задержек при передаче информации между задающим и исполнительным устройствами, система является неустойчивой. Таким образом, одной из ключевых задач данной работы является обеспечение устойчивости системы при произвольных задержках в канале связи.

Обеспечение устойчивости системы дистанционного управления основано на теории Я. Виллемса [1], согласно которой пассивная система является устойчивой по Ляпунову. Система, состоящая из каскадного соединения подсистем, является пассивной, если каждая из подсистем — пассивна.

Для обоснования пассивности контуров управления, задающего и исполнительного устройств исследуемой системы были разработаны их математические модели и на основе определения пассивности была доказана пассивность этих подсистем.

В исследуемой системе дистанционного управления единственной подсистемой, пассивность которой не гарантируется, является канал связи. Таким образом, для обеспечения устойчивости всей системы дистанционного управления необходимо обеспечить пассивность канала связи.

Суть метода пассивации канала связи заключается во введении в контуры управления задающего и исполнительного устройств по два дополнительных модуля: модуля контроля пассивности и модуля пассивации. Модуль контроля пассивности в режиме реального времени проверяет условия пассивности канала связи, а блок пассивации является переменным демпфером, обеспечивающим пассивность системы в случае, если условия пассивности не выполняются.

Метод пассивации достаточно удобен для решения задач дистанционного управления. Однако он имеет существенный недостаток — в результате работы метода накапливается ошибка положения исполнительного устройства относительно задающего устройства. Таким образом, точность системы дистанционного управления значительно снижается.

Отклонения положения захвата манипулятора исполнительного устройства от требуемого является следствием изменения модулем пассивации на стороне исполнительного манипулятора скорости, передаваемой от задающего устройства. Отклонения происходят всякий раз, когда на стороне исполнительного устройства, вследствие активности линии коммуникационной связи, генерируется энергия.

Для компенсации отклонений метод пассивации канала связи был модифицирован. Модификация метода заключается во введении дополнительной энергии с целью компенсировать отклонения положения исполнительного устройства.

Идеальным результатом является ситуация, когда на выходе линии коммуникационной связи на стороне исполнительного устройства не производится энергия, а энергия, рассеянная с помощью модуля пассивации на стороне исполнительного устройства, компенсируется введением дополнительной энергии. В качестве дополнительной энергии используется зависимый источник скорости. Дополнительная энергия всегда ограничена модулем контроля пассивации и модулем пассивации на стороне исполнительного устройства, вследствие чего гарантируется пассивность канала связи.

Для отработки разработанных математических моделей и алгоритмов управления было осуществлено имитационное моделирование с использованием программных средств Matlab/Simulink и V-Rep.

К системе управления были предъявлены следующие требования по точности: отклонение манипулятора исполнительного устройства от требуемого положения не должно превышать 10 мм (при рабочем диапазоне манипулятора 1100 мм).

Алгоритмы системы дистанционного управления должны корректно работать при случайных задержках передачи данных в каналах прямой и обратной связи в диапазоне от 150 до 350 мс. Данные значения получены в результате анализа результатов космического эксперимента «Контур-2» [2]. Средняя задержка передачи данных при осуществлении эксперимента составляла 120 мс.

В рамках исследований были проведены эксперименты при трех способах организации управления с целью изучения эффективности предлагаемых подходов:

- управление без применения метода пассивации канала связи;
- управление с применением метода пассивации канала связи;
- управление с применением метода пассивации канала связи и компенсацией отклонений положения исполнительного устройства.

Все варианты управления были исследованы при свободном движении исполнительного устройства и при соударении исполнительного устройства с препятствием.

По результатам моделирования можно сделать вывод, что изначально неустойчивая система дистанционного управления как при свободном движении, так и при контакте с препятствием, становится устойчивой после применения метода пассивации. Однако отклонения положения захвата манипулятора исполнительного устройства от требуемого достигает 100 мм. При применении модифицированного метода пассивации были получены отклонения положения захвата манипулятора менее чем на 10 мм, что удовлетворяет предъявленным к системе требованиям по точности.

В результате проведения работы можно сделать вывод, что предложенная схема и алгоритмы системы дистанционного управления могут быть применены для создания реальной системы управления с Земли манипулятором, установленным на базе и находящимся в открытом космосе, в условиях неизвестных задержек при передаче данных по каналу связи.

#### Литература

- [1] Willems J.C. Dissipative dynamical systems. Part I: General theory // Archive for Rational Mechanics and Analysis. 1972. No. 5. P. 321–351.
- [2] Мулюха В.А., Заборовский В.С., Гук М.Ю., Силенко А.В. Результаты космического эксперимента «Контур-2» по отработке технологий удаленного управления напланетными робототехническими объектами // Известия ЮФУ. Технические науки. 2017.

## МЕТОДИКА РАЗРАБОТКИ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ РЕЖИМОВ ВЕРХНЕГО УРОВНЯ НАУЧНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ

**С.А. Шакиров**

sergeyashakirov@yandex.ru

ПАО «РКК Энергия им. С.П. Королёва»

*В рамках данной работы была спроектирована методика разработки программного обеспечения режимов верхнего уровня (ВУ) научно-энергетического модуля (НЭМ). Данная методика разработана с использованием принципов формализации режимов верхнего уровня [1, с. 317], которые позволяют описать режим управления в виде 4 таблиц.*

Режим ВУ описывается в виде четырех таблиц:

- таблицы режима;

- таблицы уставочных данных (УД);
- таблицы событий;
- таблицы автоматических процедур (АП).

В таблице режима описываются все шаги, которые выполняют бортовые системы в данном режиме. Шаг режима представляет собой самостоятельную последовательность действий (частную циклограмму) по управлению одной или несколькими бортовыми системами.

Таблица УД содержит формализованное описание всех УД режима. Уставочные данные задают исходное состояние приборов и бортовых систем режима ВУ.

Таблица событий содержит описание всех событий режима. События представляют интерфейс взаимодействия с программными компонентами бортовых систем. Могут состоять из управляющих признаков, телеметрических параметров, а также их комбинаций.

Таблица АП содержит детальное описание всех АП режима. АП представляет собой линейную последовательность действий по управлению прибором или бортовой системой.

Для описания таблиц режимов ВУ используется псевдоязык программирования ключевых слов. Данный псевдоязык состоит из списка ключевых слов и описания к ним.

Список ключевых слов:

- действие;
- управляющее воздействие;
- автоматическая процедура;
- параметр;
- ожидание события;
- ожидание времени;
- проверка события;
- проверка условия;
- пауза.

На основании методики был разработан редактор режимов НЭМ, который применяется для:

- описания режимов в виде таблиц;
- проверки правильности заполнения таблиц;
- формирования исходного кода режимов;
- формирования программной документации.

Предложенные методика и редактор были использованы для разработки следующих режимов ВУ:

- режим предстартовой подготовки и выведения;
- режим коррекции орбиты;
- режим сближения и стыковки к международной космической станции.

#### Литература

- [1] Сборник тезисов XLIII академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства. Москва, 23–26 января 2018 г. МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. 476 с.

## ПОСТРОЕНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ СТАЯМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ МЕТОДАМИ МЕХАНИКИ СПЛОШНЫХ СРЕД

М.А. Щипанов

shchipanov@phystech.edu

ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»

*Доклад посвящен исследованию и построению алгоритмов управления для стаи летательных аппаратов на основе метода подвижных клеточных автоматов.*

В последнее время появился интерес к применению метода подвижных клеточных автоматов к описанию сплошных сред [1]. На основе этого метода возникла идея применения теории клеточных автоматов к задачам управления стаями летательных аппаратов, используя упругие уравнения из теории механики сплошных сред.

На начальном этапе рассматриваются стаи летательных аппаратов в виде линейных цепочек. Вводя упругие связи между соседними элементами стаи в продольном направлении (вдоль линейной цепочки) и устремив отношение расстояния между соседними элементами к длине всей цепочки к нулю, предельным переходом получаем уравнение продольных колебаний стержня, которое имеет волновой характер [2].

Поскольку продольные силы учитывают только взаимные расстояния между элементами, то полученное управление не препятствует свиванию (самопересечению) цепочки. Поэтому необходимо ввести поперечные (трансверсальные по отношению к продольному направлению вдоль цепочки) возвращающие силы, которые зависят от угла, образованного тремя соседними элементами. Задавая упругую возвращающую силу пропорциональную этому углу, предельным переходом получаем волновое уравнение, аналогичное уравнению колебаний струны.

Таким образом, аналоги уравнений механики сплошных сред позволяют построить управление стаями летательных аппаратов, расположенных вдоль прямой линии. Полученные предельным переходом волновые уравнения показывают характер колебаний стаи как системы в целом.

При возмущениях линейной цепочки возникают волновые процессы в продольном и поперечном направлениях. Так как на эти колебания тратятся управляющие ресурсы, то следует свести их к нулю. Следовательно, в упругие силы между элементами стаи требуется ввести диссипативные слагаемые, которые обеспечивают демпфирование колебаний.

Промоделированы волновые процессы, возникающие при управлении с помощью упругих сил. Показана возможность обеспечить поддержание строя стаи летательных аппаратов вдоль прямой линии при использовании демпфирования упругих колебаний.

### Литература

- [1] Псахье С.Г., Остермайер Г.П., Дмитриев А.И., и др. Метод подвижных клеточных автоматов как новое направление дискретной вычислительной механики. 1. Теоретическое описание // Физическая мезомеханика. 2000. Т. 3, № 2. С. 5–13.
- [2] Гольдштейн Р.В., Городцов В.А. Механика сплошных сред. Ч. 1. М.: Наука. Физматлит, 2000. 256 с. С. 7–17.

## ГРАФИЧЕСКИЕ ФОРМЫ ОПЕРАТИВНОГО КОНТРОЛЯ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ СТРУКТУР СИСТЕМ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ

**М.Н. Бурдаев**  
**Б.В. Бурдин**

M.Burdayev@gctc.ru  
B.Burdin@gctc.ru

ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»

*В докладе изложен метод создания обобщенного графического образа орбитальной группировки космических аппаратов.*

Одним из важнейших факторов, влияющих на эффективность функционирования регулярных систем ИСЗ, является стабильность их орбитальных структур. Под стабильностью орбитальных структур ИСЗ понимается сохранение взаимных положений в пространстве всех ИСЗ, входящих в систему, в заданных пределах по координатам и времени.

Пространственные орбитальные структуры систем ИСЗ трехмерны и динамичны. Поэтому проблема наглядного представления взаимного положения ИСЗ в системах является не только актуальной, но и сложной для решения.

Один из возможных путей ее решения может быть таким:

1. Орбитальное движение каждого спутника, входящего в систему ИСЗ, представляется в аналитическом и геометрическом виде относительно сопровождающей его условной орбитальной системы координат (УОСК), движущейся по круговой орбите с радиусом, равным средней расчетной величине большой полуоси орбит всех ИСЗ системы. Движение начала УОСК по этой круговой орбите привязывается ко времени моментом  $t_0$  с аргументом широты  $\phi_0$ .

2. Взаимное расположение круговых орбит, по которым движутся УОСК, и привязка движений УОСК по времени соответствуют расчетным теоретическим характеристикам орбитальной структуры системы ИСЗ, прогнозируемым на момент времени, относительно которого осуществляется контроль. Для ИСЗ, которые в проектной структуре системы должны двигаться в одной плоскости, вводится единая расчетная круговая орбита. Движение по ней УОСК для каждого ИСЗ различается только моментами прохождения заданных точек (или точки).

3. Для одновременного представления и контроля взаимного положения во всех плоскостях ИСЗ, образующих систему, УОСК всех спутников совмещаются на экранах устройств отображения в единой горизонтальной орбитальной системе координат (ЕОСК).

Математическое обеспечение решения проблемы состоит из аналитической и визуальной частей. Аналитическую часть составляют:

А. Штатные алгоритмы информационной системы, на базе которой решается данная проблема.

В. Собственные алгоритмы метода решения проблемы.

Для достижения максимального быстродействия в этом алгоритме в качестве независимой переменной используется не время, а эксцентриская аномалия  $E$ .

Из совокупности точек, рассчитанных по алгоритмам группы В, формируются геометрические образы, представляющие в компактном, наглядном, удобном для быстрой и надежной сравнительной оценки виде основные характеристики взаимного расположения и движения ИСЗ в системе:

– синхронное созвездие ИСЗ, представляющее собой взаимное расположение ИСЗ в орбитальной плоскости в единой для всех ОСК в единый момент времени. Положение каждого ИСЗ в единой ОСК отображается точкой;

– эталонный след движения ИСЗ в орбитальной плоскости в единой ОСК системы. Является основным геометрическим образом изображения. Относительно него визуально оцениваются отклонения ИСЗ от заданного положения в системе. Образуется системой точек для различных значений  $0 \leq E \leq 2\pi$ . Количество расчетных точек выбирается практическим путем; от точек предыдущей группы отличается цветом и формой отмечающих эти точки символов;

– прогнозируемый в единой ОСК след одиночного ИСЗ, для которого обнаружено значительное отклонение величин основных элементов от средних для системы. Представляет собой совокупность расчетных точек. От точек предыдущих групп также отличается по цвету и форме образующих его символов.

Для повышения оперативности метода в него вводятся упрощения, несущественно снижающие точность оперативных оценок. К их числу относятся:

1. Исключение учета возмущений.
2. Упрощение учета некомпланарности оскулирующих орбит реальных ИСЗ в орбитальных плоскостях соответствующих им УОСК.

Визуальная часть метода включает в себя совокупность операций, выполняемых потребителем самостоятельно, без участия ЭВМ, и представляет собой визуальный анализ геометрических образов на экране отображающего устройства.

Оператор визуально оценивает:

– взаимное расположение ИСЗ в системе по виду синхронного созвездия ИСЗ и, более точно, сравнивая это созвездие с эталонным следом в единой ОСК;

– взаимное уклонение ИСЗ в движении вдоль орбиты по расстоянию между ними вдоль эталонного следа. Для повышения точности такой оценки на изображение может быть наложена, например, в виде маски, сетка линий равных значений истинных аномалий  $\vartheta$ ;

– соответствие максимальных и минимальных высот движения ИСЗ их предельно допустимым значениям, представляемым на экране в виде двух линий расчетных высот;

– боковые уклонения ИСЗ от расчетных положений в системе и изменения наклонов их орбит — по графику отклонений от заданных значений прямых восхождений восходящих узлов  $\Omega_i$  и наклонов  $i_i$  орбит КА, на котором индицируются значения  $\Delta\Omega$  и  $\Delta i$  для всех КА системы;

– по отдельной шкале прямых восхождений восходящих узлов, на которой индицируются значения  $\Omega$  для всех ИСЗ системы;

– приближенную величину допустимого времени или углового положения для очередной коррекции орбиты для уклонившегося от среднего движения ИСЗ — по прогнозируемым уклонениям.

Целесообразность разработанной формы индикации и наличие визуальной  $\Omega\Delta$  части метода состоит в:

– обеспечении надежного и оперативного взаимодействия потребителя информации с ЭВМ,

– повышении оперативности вычислений за счет сокращения аналитической части метода;

– повышении оперативности и надежности оценки структуры системы за счет компактности и наглядности геометрических форм представления информации.

Изложенный в докладе метод контроля пространственной структуры орбитальной группировки ИСЗ может использоваться для контроля структур стохастических (нерегулярных) систем спутников в случаях, когда число плоскостей, в которых движутся ИСЗ системы, ограничено.

### Литература

- [1] Исследование параметров относительного движения орбитальных систем на основе когнитивной графики. Итоговый отчет по проекту РФФИ 0001-00709, Институт программных систем РАН, г. Переславль-Залесский, 2004.
- [2] Способ отображения баллистического состояния орбитальной группировки космических аппаратов. Патент на изобретение № 2461016. Заявка №2011112490. Приоритет изобретения 04 апреля 2011 г. Зарегистрировано в Гос. реестре изобретений Российской Федерации 10 сентября 2012 г.

## **НОВАЯ ФОРМА ПРЕДСТАВЛЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ ОБ ОТНОСИТЕЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ПОВЫШЕННОЙ БЕЗОПАСНОСТЬЮ УПРАВЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЕМ**

**М.Н. Бурдаев**  
**Б.В. Бурдин**

M.Burdayev@gctc.ru  
B.Burdin@gctc.ru

ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»

*В докладе использовано изображение на плоскости промаха процесса относительного движения двух космических аппаратов для разработки метода обеспечения их безопасности при сближении.*

Одной из наиболее актуальных в области управления полетами пилотируемых и транспортных кораблей является проблема обеспечения безопасности их сближения с орбитальной станцией.

Эта проблема решалась разработчиками космических аппаратов (КА) еще при подготовке первых полетов на стыковку. Подход к ее решению был, как говорят, «по остаточному принципу»: основная задача — состыковать корабль с орбитальной станцией. Если же пилоту не удавалось выдержать режим сближения в заданных диапазонах параметров, он переходил к решению задачи безопасного расхождения со станцией.

Как подтвердил опыт полетов, такая постановка задачи не обеспечивала необходимого уровня безопасности сближения.

Первый раз это проявилось в полете Г.В. Сарафанова и Л.С. Демина на транспортном корабле «Союз-16» в 1974 году к орбитальной станции «Салют-3» («Алмаз»), когда, вследствие не обнаруженного экипажем отказа в автоматике, корабль трижды сближался со станцией в автоматическом режиме с недопустимо высокой скоростью. К счастью, сближение все три раза происходило с такими большими промахами, что корабль ни разу не соприкоснулся со станцией.

Уже тогда стало ясно, что при решении задачи сближения и причаливания необходимо прежде всего обеспечивать безопасность людей и техники, и только при выполнении этого условия сближаться со станцией. Но для этого требовалось серьезно переделывать систему управления движением. В конечном итоге в состав операций управления ввели зависание на дальности в несколько десятков метров от станции, что, в принципе, не исключало возможности повторения аварийной ситуации.

В существующей и много лет применяемой бортовой системе управления относительным движением КА состав предоставляемой оператору информации предельно ограничен.

Состав и формы представления информации об относительном движении транспортного корабля и орбитальной станции на бортовом пульте космонавта и на пульте

наземного оператора управления транспортным кораблем не дают наглядного и полного представления о процессе сближения, не позволяют прогнозировать его и не дают возможности оперативно оценивать и учитывать ограничения процесса управления.

С позиций инженерной психологии существующая структура и формы представления информации об относительном движении КА не обеспечивают создание у оператора, управляющего их сближением полного и адекватного реальному процессу образа полета, подобного тому, какой постоянно присутствует в сознании летчика, пилотирующего самолет.

В качестве основных источников информации для оператора, управляющего сближением, используются фазовый портрет — график зависимости скорости сближения от дальности — и условие ограничения угловой скорости линии визирования с корабля на станцию.

График зависимости скорости сближения от дальности представлен в прямоугольных координатах, по оси абсцисс которого отсчитывается дальность  $\rho$  до объекта сближения, а по оси ординат — радиальная составляющая  $\dot{\rho}$  относительной скорости сближающихся объектов. Два эти параметра имеют разные физические размерности и в совокупности никакой физической процесс наглядно не представляют и не могут представить. Для этого даже на плоскости промаха нужен третий компонент — боковая составляющая относительной скорости сближающихся объектов. Но на экране ВКУ она вообще не показана. Вместо нее дается в цифровой форме величина угловой скорости линии визирования. Чтобы получить полное представление о текущем состоянии того процесса, которым человек-оператор управляет, требуется связать эту угловую скорость с параметрами, показанными на фазовом портрете. Но это возможно только при условии выполнения дополнительных расчетов. Разумеется, в реальной обстановке космонавт этим заниматься не может: он просто не успевает это делать.

По такому составу информации, представленному в сложной для выявления физической сущности управляемого процесса форме, нельзя оценить, как будет развиваться процесс сближения в дальнейшем: траектория неуправляемого сближения изображается на фазовом портрете кривыми второго порядка.

Оценить конечный промах, степень опасности столкновения со станцией и с ними — качество управления сближением по такому изображению не представляется возможным. Остается одно: держать движущуюся по экрану точку в пределах, ограниченных изображенными на экране ограничительными линиями.

В таком подходе к разработке системы управления относительным движением КА заложены объективные основы для появления ошибок при управлении на участке сближения и причаливания.

Среди наиболее вероятных причин нерасчетных соприкосновений транспортных кораблей с орбитальной станцией можно указать недостаточно полный состав информации, предъявляемой оператору для обеспечения безопасности: о предельных маневренных возможностях транспортного корабля и о реальных ограничениях процесса управления на участке сближения и причаливания. На фазовом портрете была показана только граница безопасности, до перехода за которую оператор управления имел возможность погасить радиальную скорость до соприкосновения корабля со станцией. Реально возможностей для обеспечения безопасности сближения больше.

Теоретические исследования выявили несколько возможных вариантов управления сближением для обеспечения безопасного расхождения КА при невозможности стыковки. Для отображения относительного движения двух КА: активного корабля и объекта сближения использована геометрическая модель реального процесса сближения двух КА на плоскости промаха, проходящей через векторы относительной дальности  $\vec{D}$  и относительной скорости  $\vec{V}_{\text{отн}}$  участвующих в сближении КА.

В качестве условия безопасности сближения введено понятие «область безопасности космического аппарата». Это часть пространства, окружающего КА, ограниченная поверхностью, форма и размеры которой выбираются в соответствии с формой и размерами защищаемого ею КА. Наиболее просто и удобно ограничивать область безопасности космического аппарата сферой. Будем называть ее «сфера безопасности» и обозначать символом  $r$ . На плоскости промаха ее след имеет вид окружности.

Критерием безопасности сближения является касание сфер безопасности сближающихся КА. Расхождение будет безопасным в случаях, когда при текущих значениях дальности  $D_0$  до орбитальной станции, скорости сближения  $V_0$  и угловой скорости  $\omega_0$  линии визирования прогнозируемый промах будет равен или больше суммы радиусов сфер безопасности станции и корабля  $r_{ст} + r_{ак}$ .

## НЕЙРОСЕТЕВАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ АЛГОРИТМОВ ОЦЕНКИ СОСТОЯНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

*А.И. Гаврилов*

alexgavrilov@mail.ru

*А.И. Жильцов*

a.i.zhiltsov@yandex.ru

*К.В. Парфентьев*

rufefellow@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время круг задач, в которых применяется беспилотная техника, непрерывно расширяется. Растущий спрос на беспилотные летательные аппараты обоснован не только экономическими соображениями, но и компактными размерами устройств, наряду с возможностью выполнять задачи повышенного риска. Одной из важнейших задач, возникающих на этапе разработки беспилотной техники, является создание систем детектирования нештатных ситуаций, причиной которых может являться выход из строя бортовых систем или отдельных датчиков. В настоящее время данная проблема преимущественно решается многократным резервированием. Благодаря развитию вычислительной техники, наряду с традиционными подходами все большее применение находят средства интеллектуального анализа данных, в частности, — искусственные нейронные сети. Применение нейросетевых средств анализа многомерных данных может позволить сократить уровень резервирования, а также решать широкий круг разноплановых задач в режиме реального времени.

В работе предложен новый подход к разработке комплексной системы оценки состояния беспилотного летательного аппарата, основанный на анализе многомерных данных с помощью нейросетевых моделей. Данная система предназначена для решения различных задач, таких как детектирование неисправностей бортовой аппаратуры на основе комплексного анализа измерений, резервирование неисправных датчиков, прогнозирование параметров движения, оценка состояния летательного аппарата. Предложенный подход позволяет определять неисправность системы управления и обеспечивает возможность завершить маневр посредством коррекции управляющих воздействий с помощью нейросетевой модели. Не менее важной задачей является определение достоверности модели беспилотного летательного аппарата самолетного типа на основе его полетных данных. Данная система позволяет не только определять ее расхождение с объектом, но также локализовать ошибку и вырабатывать рекомендации по корректировке.

Работоспособность системы подтверждена как посредством вычислительных экспериментов с моделью БЛА, так и на реальных полетных данных.

## ПРИМЕНЕНИЕ СЕТЕЙ ПЕТРИ В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ С СЕТЯМИ

Юнесс Сарем  
Е.С. Лобусов

saremfy82@yahoo.com  
evgeny.lobusov@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Использование сетей связи в системах управления дало много преимуществ, но в то же время создавало некоторые проблемы. Для исследования эффектов использования сетей в системах управления необходим хороший математический инструментарий, объединяющий дискретные системы управления и системы непрерывного управления. В этой статье сети Петри будут предлагаемым инструментом для моделирования систем управления сетями.*

Система управления с сетью (СУС) — это система управления, в которой контуры управления замкнуты через сеть связи. Несколько преимуществ этих систем (СУС) включают: уменьшенная проводка систем, увеличенная подвижность системы и легкость диагноза и обслуживания системы. С другой стороны, включение сети связи в контур управления обратной связью делает анализ и проектирование НКС сложным из-за задержек, возникающих при обмене данными между устройствами, подключенными к общей среде. Эти задержки могут ухудшить производительность динамической системы и стать источником потенциальной нестабильности [1].

Характер сети вызывает задержки во времени, которые зависят от сетевого протокола, но также и от реальной реализации СУС в реальную среду. Эта реализация приносит другие практические причины для анализа СУС. Передача сообщения между датчиком и контроллером вызвала задержки  $\tau_k^{sc}$ , которые имеют другую характеристику, чем задержка между контроллером и исполнительным механизмом  $\tau_k^{ca}$ .

Задержки делятся на следующие две группы:

- 1) задержки меньше или равны периоду выборки  $\tau \leq T_s$ .
- 2) задержки больше периода выборки  $\tau > T_s$ , где  $T_s$  — период выборки управляемой системы, а  $\tau$  — задержка сети [4].

Сети Петри — это инструмент графического и математического моделирования, применимый ко многим системам. Сети Петри успешно используются для моделирования, управления и анализа динамических систем дискретных событий, характеризующихся параллелизмом или параллелизмом; асинхронных процессов; распределенных, детерминированных и/или стохастических, взаимоблокировок, конфликтов и управляемых событиями процессов [2]. Сети Петри являются особенно ценным для моделирования и анализа универсальных производственных систем, поскольку они обеспечивают точные модели и эффективные методы анализа, основанные на (1) они отражают взаимосвязь одновременных и последовательных событий, (2) логические модели, разработанные с учетом знания о том, как системы работают, (3) дать краткий моделей конфликтов и размеры буфера, и (4) могут быть использованы для осуществления анализа в режиме реального времени [3]. СП имеют разные виды как временные СП, цветные СП и т. д.

В литературе есть много статей, используемых СП в моделировании СУС для оценки задержек и времени отклика.

В данной статье будет представлена важность использования сетей Петри для моделирования систем управления сетями. Путем вводить системы управления с сетью, после этого представьте проблему задержки. Затем представляем сети Петри с их свойствами и преимуществами, с представлением последних работ в литературе. Наконец, в данной статье будет представлен пример моделирования динамической системы управления сетью с использованием сетей Петри.

Система автомобильная активная система подвеса, эта система состоит из центрального регулятора может контролировать 4 привода в зависимости от измеренных значений приходя от 7 датчиков. Все те компоненты соединены сетью шины CAN.

Это моделирование даст хорошую оценку для процесса в их различных частях от сбора данных с датчиков до применения сигналов управления на приводах.

#### Литература

- [1] Design of Networked Control Systems With Packet Dropouts [Journal] / auth. Jing Wu Tongwen Chen // IEEE Transactions On Automatic Control. July 2007. Vol. 52, no 7. P. 1314–1319.
- [2] Gröbner Basis Procedures for Testing Petri Nets [Journal] / auth. Chandler Angie Anne Heyworth // arXiv preprint math/0002119 . 2000.
- [3] Petri net approaches for modeling, controlling, and validating flexible manufacturing systems [Book] / auth. Wan Choi Bong. Iowa State University: [s.n.], 1994.
- [4] Petri Nets Applied for Modelling of Network Control System [Journal] / auth. Laciňák Stanislav // Technical University Košice, Letná 9/A,04001.

## МАКЕТ ИМИТАТОРА ФОНО-ЦЕЛЕВОЙ ОБСТАНОВКИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ И ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ ОЭА КА-ИНСПЕКТОРА В ОБЛАСТИ ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОБРИТЫ

*А.Ю. Поздняков*<sup>1</sup>

anton.pozdnyakov@list.ru

*В.В. Полянский*<sup>1</sup>

*Н.А. Романов*<sup>2</sup>

*Н.А. Вернигор*<sup>2</sup>

*С.Л. Старчак*<sup>2</sup>

<sup>1</sup> НИИЦ ЦНИИ ВВКО МО России

<sup>2</sup> ВИ МГТУ им Н.Э. Баумана

В целях организации и проведения качественных исследований по обоснованию выбора параметров ОЭА КА-инспектора, предназначенного для получения некоординатной информации об объектах в зоне ГСО, необходима разработка не только системы исходных данных, но и имитатора фоно-целевой обстановки, возможности которого позволяют моделировать как различные объекты естественного и искусственного происхождения, так и основные релевантные факторы космического пространства. Созданный в рамках проводимых исследований программно-реализованный макет может рассматриваться как прототип программно-аппаратного комплекса виртуальной фоно-целевой обстановки и имитатора КА-инспектора. В процессе создания макета в ряду прочих была сформулирована и решена задача компенсации неполноты исходных данных в части некоординатных признаков КО для автоматического решения задачи распознавания КА с помощью сверточной нейронной сети. Обучение нейронной сети производится на основе виртуальной выборки, в качестве которой используется библиотека 3D-моделей КО, облик и характеристики которых условно правдоподобны реальным объектам. Отображение параметров выбранного варианта облика КА-инспектора, множества условий и ограничений его функционирования в интегральный показатель эффективности решения задачи получения некоординатной информации (вероятность успешного распознавания КО) позволяет обосновать выбор рациональных характеристик КА, в целом, и целевой ОЭА, в частности.

## РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ МОДЕЛЕЙ КАНАЛОВ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОЙ ЛАЗЕРНОЙ СВЯЗИ

**В.И. Никулин**  
**С.В. Яковлев**

nikulin1952@gmail.com  
yakovlevsv@yandex.ru

ФГАОУ ВО «Северо-Кавказский федеральный университет»

*В настоящее время интенсивно разрабатываются и внедряются системы космической связи на основе FSO-технологий. Наличие противоречия между тенденцией к уменьшению массогабаритных характеристик космического аппарата и необходимостью увеличения объемов передаваемой информации повышает роль исследований в данной области. Предложены аналитические и имитационные модели линий связи системы космической связи, позволяющие оптимизировать ее загрузку.*

Диапазон потенциального применения технологий оптической беспроводной связи (Optical Wireless Communication, OWC) обширен начиная с соединений элементов интегральных схем и заканчивая системами дальней космической связи. Для передачи информации при этом могут использоваться различные типы носителей: видимое, инфракрасное и ультрафиолетовое излучение. Системы оптической беспроводной связи обладают потенциально высокой пропускной способностью, помехозащищенностью и, как следствие, повышенной степенью защиты информации, безопасностью и живучестью.

С момента начала освоения космоса для организации связи в основном используются радиосистемы. Необходимость решения текущих и будущих задач в этой области определяет потребность в передаче все больших объемов данных, превышающих возможности радиосвязи. В настоящее время интенсивно разрабатываются и внедряются системы космической связи на основе FSO-технологий. Технология FSO (Free-Space Optics) — это вид оптической связи, использующий электромагнитные волны оптического диапазона, передаваемые через атмосферу, воду или космическое пространство.

Интенсивные исследования по применению FSO-технологии для создания систем космической лазерной связи (КЛС) ведутся в разных странах [1]. В 2011 году под управлением NASA (National Aeronautics and Space Administration) стартовал эксперимент по лазерной связи с Луной LLCD (Lunar Laser Communication Demonstration). Развитием данного проекта является разрабатываемая NASA совместно с Массачусетским технологическим институтом (Massachusetts Institute of Technology, MIT) лазерная система связи LCRD (Laser Communications Relay Demonstration). Европейским космическим агентством (European Space Agency, ESA) создается система межспутниковой космической лазерной связи EDRS (European Data Relay System).

В России также ведется разработка систем высокоскоростной КЛС. В 2012 году успешно произведена передача информации по каналу связи с борта МКС (международной космической станции — International Space Station, ISS) на приемник станции оптических наблюдений «Архыз». Планируется проведение эксперимента по организации канала космической лазерной связи между МКС и бортом транспортного грузового корабля «Прогресс» [2]. Разрабатывается система КЛС для космических аппаратов (КА) «Глонасс-М», которая позволит увеличить частоту загрузки на борт КА данных эфемерид и повысить точность определения навигационных параметров.

Приведенный краткий обзор некоторых технологических решений в области создания систем КЛС свидетельствует об устойчивом общемировом тренде применения каналов на основе FSO-технологий. Можно отметить некоторое отставание в разработке систем КЛС для участков «борт КА — наземный пункт» и «борт КА — борт КА».

Это связано, в том числе, с ограничениями по энергопотреблению и массогабаритным параметрам КА, что для МКС не является столь критичным. Таким образом, можно отметить наличие противоречия между тенденцией к уменьшению массогабаритных характеристик КА и необходимостью увеличения объемов передаваемой информации. Это является предпосылкой для проведения исследований по применению FSO-технологии для создания систем космической связи.

Рассмотрена аналитическая модель линии связи участка «борт КА — борт КА» системы КЛС, где были учтены: уровень сигнала на входе приемника, средняя выходная мощность лазера, коэффициенты усиления оптических антенн передатчика и приемника, потери передатчика и приемника, потери из-за неточности наведения и потери в свободном пространстве.

В среде OptiSystem [4] разработана имитационная модель межспутниковой линии связи системы КЛС (длины волн 850 и 1550 нм, скорость передачи 1 Гбит/с, метод модуляции NRZ). Проведены исследования зависимостей SNR (Signal-to-Noise Ratio — отношение сигнал/шум) и уровня сигнала на входе приемника от протяженности линии связи. Исследованы зависимости SNR и уровня сигнала на входе приемника от значения ошибки в наведении антенны.

Рассмотрена аналитическая модель линии связи участка «борт КА — наземный пункт» системы КЛС, где дополнительно к рассмотренным параметрам было учтено влияние атмосферного затухания.

В среде OptiSystem разработана имитационная модель линии связи участка «борт КА — наземный пункт» (длины волн 850 и 1550 нм, скорость передачи 1 Гбит/с, метод модуляции NRZ). Проведены исследования зависимостей SNR и уровня сигнала на входе приемника от погодных условий (ясная погода, туман, дождь, снег). Исследованы зависимости SNR и уровня сигнала на входе приемника от значений уровня турбулентности атмосферы.

В представленной работе рассмотрены основные подходы к построению систем космической связи на основе FSO-технологий. Формализованы основные принципы построения данных систем, позволяющие принимать обоснованные решения при их исследовании. Предложены аналитические модели линий связи системы КЛС на участках «борт КА — борт КА» и «борт КА — наземный пункт», позволяющие оптимизировать ее загрузку. Разработаны имитационные модели линий связи системы КЛС на участках «борт КА — борт КА» и «борт КА — наземный пункт». Проведенные исследования особенностей использования FSO-технологии для создания систем космической связи позволяют говорить о том, что данные системы смогут обеспечивать эффективное функционирование на скоростях информационного потока от 1 Гбит/с и выше.

#### Литература

- [1] Казанцев С.Г. Лазерные технологии для телекоммуникационной платформы малого космического аппарата // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2018. Т. 163. № 2. С. 29–47.
- [2] Координационный научно-технический совет по программам научно-прикладных исследований и экспериментов на пилотируемых космических комплексах. URL: <http://knts.tsniimash.ru/ru/site/Default.aspx>. (дата обращения 02.10.2018).
- [3] Son I.K., Mao S. A survey of free space optical networks // Digital Communications and Networks. 2017. Vol. 3, iss. 2. P. 67–77. DOI: 10.1016/j.dcan.2016.11.002
- [4] OptiSystem. URL: <https://optiwave.com/optisystem-overview/> (дата обращения 02.10.2018).

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ СОБСТВЕННЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ БИНС

**Е.С. Лобусов**  
**А.В. Фомичев**

evgeny.lobusov@yandex.ru  
alexeyfomichev@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассматривается многоэтапная процедура определения собственных погрешностей первичных измерителей БИНС, позволяющая обеспечить высокую точность решения задачи навигации подвижного объекта в автономном режиме.*

Основным требованием к инерциальной навигационной системе (ИНС) является требование обеспечения высокой точности оценок текущего вектора состояния подвижного объекта (ПО). Поэтому возникают две задачи. Одна задача связана с оценкой функционирования существующей ИНС, т. е. какая точность достигается при уже существующих измерителях [1], а другая задача связана с нахождением оценок собственных погрешностей измерительных устройств [2], при которых обеспечивается качественное функционирование ИНС. Указанные задачи можно назвать задачами анализа и, соответственно, синтеза.

Для решения указанных задач анализа и синтеза следует рассмотреть основные режимы функционирования БИНС [2, 3] и сделать обобщения, позволяющие выяснить связь между собственными погрешностями измерителей и результирующей точностью оценок текущего вектора состояния подвижного объекта.

В первую очередь представляет интерес рассмотреть влияние собственных погрешностей первичных измерителей БИНС – векторного измерителя угловой скорости (ВИУС) и векторного измерителя линейных ускорений (ВИЛУ) в автономном режиме. Для этой цели организуется следующая последовательность этапов.

1. Выполняется первичная выставка БИНС, пользуясь одной из схем проведения начальной выставки. Результатом этого этапа является приближенное знание оператора углового положения БИНС и начального азимута.

2. Выполняется этап определения приведенного дрейфа ВИУС.

3. Выполняется этап определения приведенного смещения нуля ВИЛУ.

4. На основе определенных приведенных дрейфов и смещений нуля и заданной точности функционирования БИНС в автономном (инерциальном) режиме выводятся соотношения между требуемой точностью функционирования БИНС и величинами приведенных дрейфов и смещений нуля.

Таким образом, в результате проведенных этапов обеспечивается возможность качественного функционирования БИНС в автономном (инерциальном) режиме (по крайней мере, в чисто теоретическом аспекте), который является основным.

### Литература

- [1] Лобусов Е.С., Фомичев А.В. Автономная диагностика работоспособности избыточных измерительных конфигураций // Актуальные проблемы развития отечественной космонавтики: Труды XI академических чтений по космонавтике. М., 2016. С. 371.
- [2] Лобусов Е.С., Фомичев А.В. Исследование режима ZUPT-коррекции для бесплатформенной инерциальной навигационной системы наземного подвижного объекта // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2014. № 6. С. 15–24.
- [3] Фомичев А.В., Тань Лиго. Разработка алгоритма быстрой компенсации погрешностей комплексированной инерциально-спутниковой системы навигации малогабаритных беспилотных летательных аппаратов в условиях сложной среды // Наука и образование: научное издание. 2015. № 10. С. 252–270.

## **ИНТЕГРАЦИИ БИНС/СНС НА ОСНОВЕ СЛАБОСВЯЗАННОЙ СХЕМЫ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАСШИРЕННОГО ФИЛЬТРА КАЛМАНА**

**Н. Аль Битар**  
**Н.И. Гаврилов**

naderalbitar@gmail.com  
alexgavrilov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрена задача интеграции БИНС/СНС на основе слабосвязанной схемы комплексирования с использованием расширенного фильтра Калмана (РФК). Используются полные стохастические модели измерений инерциальных датчиков на базе МЭМС технологии. Эффективность РФК подтверждается вычислительными экспериментами с использованием реальных измерений БИНС на базе МЭМС технологии. Представлены результаты оценивания дрейфов инерциальных датчиков и точности определения координат при отсутствии сигнала СНС для разных периодов отключения СНС.*

Интеграция ИНС/СНС позволяет объединить преимущества и компенсировать недостатки, присущие каждой из систем в отдельности [1]. Для обработки сигналов в объединенной навигационной системе часто используется расширенный фильтр Калмана (РФК) [2], предназначенный для оценки ошибок ИНС в текущий момент времени на основе сравнения сигналов ИНС и СНС. Используя точные динамические и стохастические модели погрешностей ИНС и СНС, РФК обеспечивает точные оценки погрешностей ИНС, когда имеется непрерывный доступ к сигналам СНС.

В данной работе рассматривается задача интеграции бесплатформенной инерциальной-ной навигационной системы (БИНС) на базе технологии микроэлектромеханических систем (МЭМС) с СНС на основе слабосвязанной схемы комплексирования. В слабосвязанной схеме комплексирования БИНС и СНС по-прежнему вырабатывают независимые решения, однако появляется связующий блок, в котором так называемый интегральный фильтр Калмана на основании данных СНС приемника формирует оценку вектора состояния, в результате чего производится коррекция данных, полученных от БИНС [1]. Этот способ основан на формировании разностных измерений сигналов БИНС и СНС, согласно которому из рассмотрения исключаются сами навигационные параметры (координаты и скорость).

В качестве интегрального фильтра используется РФК с моделями погрешностей БИНС и СНС. В модель погрешностей БИНС также включаются дрейфы гироскопов и акселерометров и погрешности в определении координат местоположения, скорости и параметров ориентации.

Представлены уравнения навигации в сопровождающей системе координат [3], использованы полные стохастические модели измерений инерциальных датчиков на базе МЭМС технологии. В модели измерений включены систематические и случайные составляющие дрейфов гироскопов и акселерометров [4]. Случайные составляющие дрейфов также представляются в виде суммы трех составляющих: (1) случайных блужданий, описываемых Винеровским случайным процессом, (2) экспоненциально-коррелированных (Марковских) шумов и (3) белых шумов.

Получены уравнения процесса и измерения РФК из уравнений навигации и моделей измерений инерциальных датчиков.

Для оценивания эффективности РФК используются необработанные данные эксперимента, полученные с БИНС на базе технологии МЭМС. В качестве СНС, используется приемник (GPS+ГЛОНАСС) с двойной антенной. Системы были установлены на поперечном алюминиевом стержне на крыше транспортного средства. Частоты дис-

кретизации данных БИНС и СНС — 200 и 5 Гц соответственно. Сигнал СНС был доступен во время эксперимента.

Представлены результаты оценивания постоянных дрейфов гироскопов и акселерометров, и проверена точность системы при отсутствии сигнала СНС. Приведены значения горизонтальной ошибки для разных периодов отключений сигнала СНС (20, 30, 40, 50, 60 с).

Результаты показали способность предложенного РФК к оцениванию постоянных дрейфов инерциальных датчиков. Более того, предложенная БИНС/СНС система с использованием РФК показала приемлемую точность при отключениях менее 20с и может быть рекомендована для приложений, не требующих высокой точности в определении координат.

#### Литература

- [1] Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. 278 с.
- [2] Crassidis J.L., Junkins J.L. Optimal estimation of dynamic systems. 2-е изд. New York: CRC press, 2011. 749 с.
- [3] Jekeli C. Inertial navigation systems with geodetic applications. Berlin: Walter de Gruyter, 2001. 352 с.
- [4] Quinchia A.G., Falco G., Falletti E., Dosis F., Ferrer C. A comparison between different error modeling of MEMS applied to GPS/INS integrated systems // Sensors. July 2013. Vol. 13, no 8. P. 9549–9588.

## АЛГОРИТМЫ ИНТЕГРИРОВАНИЯ ПОКАЗАНИЙ БИНС/СРНС ПО ПЕРВИЧНЫМ ДАННЫМ

**М.А. Ибрахим**  
**В.В. Лукьянов**

mouhannad.ali.ibrahim@gmail.com  
vdmlknv@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В работе «Алгоритмы интегрирования показаний БИНС/СРНС по первичным данным» рассматриваются прикладные алгоритмы определения координат и скорости приемником спутниковой навигационной системы по «сырым» измерениям, реализация алгоритмов бесплатформенной инерциальной навигационной системы, методы интегрирования показаний двух систем по первичным данным, приводятся результаты проведенных испытаний.*

В настоящее время одним из ключевых направлений исследований, имеющих целью достижение высокой точности, высокой надежности и низкой стоимости навигационных систем является разработка перспективных методов интегрирования измерений недорогих бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) на базе микро-электромеханических (МЭМС) датчиков с первичными показаниями спутниковых систем радионавигации (СРНС). Данный подход позволяет поддерживать точность определения координат и угловой ориентации подвижных объектов, уменьшая рост ошибок их определения со временем.

Существует три типа интегрированных архитектора на сегодняшний день, в том числе «слабосвязанная» или “looselycoupled”, «тесно связанная» или “tightlycoupled” и «ультра-тесно связанная» или “ultra-tightlycoupled” конфигурации [1]. Тесно связанная и ультра-тесно связанные конфигурации еще носят название глубоких.

В слабосвязанной системе скорость и координаты местоположения, измеренные СРНС, используются для сравнения со скоростью и координатами, измеренными

БИНС, векторы наблюдения БИНС и СРНС связаны между собой, скорость обновления данных СРНС низкая, поэтому точность позиционирования достаточно невысокая.

В тесносвязанной системе первичные, необработанные измерения СРНС — псевдодалность и ее приращение — непосредственно используются в алгоритме интегрирования показаний для оценки ошибок БИНС, при этом система может фиксировать положение подвижных объектов с более высокой точностью даже при количестве наблюдаемых спутников, недостаточном для самостоятельного вычисления координат и скорости СРНС [1].

В ультра-тесносвязанной системе организуется обратная связь интегрированного навигационного решения с измерениями приемника СРНС для обеспечения непрерывного отслеживания числа длин волн несущего сигнала. Использование информации о диапазоне ускорений в контуре счисления позволяет существенно сузить его полосу пропускания. Уменьшение полосы пропускания, в свою очередь, увеличивает соотношение сигнал/шум на выходе контура и делает систему более защищенной от внешних помех. Главный недостаток такой системы — необходимость ее разработчика иметь доступ к аппаратным средствам и настройкам, используемым в контуре отслеживания. Поэтому данный подход недоступен для широкого круга пользователей [1].

Рассмотрены прикладные алгоритмы определения координат и скорости приемника спутниковых сигналов по «сырым» измерениям (псевдодалность и ее приращение) СРНС. Псевдодалность или кажущееся расстояние между спутником и приемником вычисляется путем корреляции модулированного кода в сигнале, принимаемом от спутника, с репликой, генерируемой в приемнике, и зависит от ряда факторов помимо геометрического расстояния [2]. Для решения уравнения псевдодалности используется итеративный алгоритм наименьших квадратов, результатом являются оценки вектора положения приемника в геоцентрической системе координат, рассчитанная по его навигационным сообщениям, смещения часов приемника, а также псевдодалности для каждого спутника.

Приращение псевдодалности между приемником и спутником вычисляется с учетом Доплеровского сдвига, для решения его уравнения также используется итеративный алгоритм наименьших квадратов, результатом являются оценки вектора положения приемника в геоцентрической системе координат, дрейфа часов приемника, а также изменения псевдодалности для каждого спутника.

Для реализации алгоритмов обработки первичных сигналов СРНС использован стенд GL8088s фирмы НАВИА, корректность алгоритмов подтверждена результатами проведенных испытаний.

Рассмотрено построение функционального алгоритма БИНС [3,4], при этом на выходе определяются географические координаты точки места, восточная и северная составляющие вектора путевой скорости, углы истинного курса, тангажа и крена. Для вывода уравнений навигации БИНС использован стандарт земного эллипсоида WGS84. Основное уравнение инерциальной навигации записывается в скалярно-матричной форме.

Для реализации прикладных алгоритмов БИНС использованы показания блока инерциальных микромеханических датчиков STIM300 фирмы Sensorog, корректность алгоритмов подтверждена результатами проведенных испытаний.

В заключительной части исследуются методы интегрирования показаний двух систем по первичным данным. Модель измерения включает в себя разности показаний БИНС и СРНС по псевдодалности и ее приращению [1], реализуется фильтр Калмана, переходная матрица которого связывает между собой 23 параметра инерциальной и спутниковой систем, в частности, погрешности счисления координат, скорости, смещения нулевых сигналов и масштабных факторов акселерометров и гироскопов, гироскопического дрейфа, смещения и дрейфа часов приемника.

## Литература

- [1] Salychev O.S. Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions. Moscow: Bauman MSTU Press, 2004.
- [2] IS-GPS-200J (2018) (Interface Specification), revision J.
- [3] В. Комплексирование инерциальных датчиков со спутниковой радионавигационной системой на борту беспилотного летательного аппарата / С.В. Панов, Д.М. Карабаш, А.Т. Кизимов и др. // Вестник Рязанской государственной радиотехнической академии 2007. Вып. 20. С. 25–30.
- [4] Savage P.G. Strapdown Analytics Parts 1 and 2, Maple Plain. MN: Strapdown Associates, 2000.

## РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДОВ ВИЗУАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ В ЗАДАЧЕ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКИ НА ЛУНУ

**А.В. Бобков**  
**Сюй Ян**

skliz@mail.ru  
xuyang785506380@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В данной работе рассматриваются вопросы разработки метода сопоставления изображений на основе обобщенного преобразования Хафа в задаче визуальной навигации при автоматической посадке на Луну. Рассмотрен гибридный метод, позволяющий сравнивать наблюдаемое изображение Луны с ее векторной картой, произведена оценка его точности и быстродействия, предложены меры по повышению устойчивости метода к искажениям ракурса.*

Данная работа посвящена вопросу разработки и исследования обзорно-сравнительных методов навигации для задачи посадки на Луну.

Необходимость разработки навигационных систем для посадки на поверхность тел солнечной системы связана с возвращением интереса к освоению Луны и Марса. Отчасти это связано с открытием на их поверхности существенных запасов воды. Однако современный этап освоения этих тел требует выполнения высокоточной посадки (с точностью в десятки метров) — для попадания в выбранную область интереса, в область безопасной посадки либо, например, для доставки грузов на планетарную базу. Решить эту задачу, используя только инерциальную навигационную систему не удастся из-за известной проблемы с накоплением ошибки интегрирования, и необходимо привлечение дополнительных данных. Они могут быть получены, например, при помощи системы глобального позиционирования, однако ее развертывание и обслуживание на начальных этапах представляется чрезмерно затратным. Поэтому более практически целесообразной альтернативой будет использование обзорно-сравнительной системы.

В данной работе будут рассмотрены методы определения собственного положения путем сравнения видеоизображения с векторной картой при помощи модификации обобщенного преобразования Хафа. Такой подход может обеспечить хорошее сочетание производительности и надежности работы. С одной стороны, здесь не требуется наличие полноразмерных растровых изображений поверхности, достаточно лишь списка характерных элементов (ударных кратеров, прежде всего). С другой стороны, здесь не требуется поиска характерных элементов на наблюдаемом изображении и нет издержек, связанных с таким поиском. Рассматриваемый подход является гибридным: он позволяет сравнивать растровое изображение с векторной картой без дополнительных построений и преобразований.

Задача может быть сформулирована следующим образом: требуется разработать метод, позволяющий находить положение наблюдаемого кадра на векторной карте небесного тела. Кадр представляет собой полутонное изображение и содержит хотя бы два ударных кратера. Карта представлена в виде списка ударных кратеров.

Дополнительные требования включают, прежде всего, возможность работы в реальном времени на относительно медленном бортовом вычислителе и с ограниченным объемом памяти. За время посадки необходимо успеть выполнить около десятка привязок аппарата к карте поверхности. Также метод должен быть устойчив к изменению условий видимости, прежде всего, из-за изменения положения Солнца, а также из-за дрейфа параметров сенсора, воздействия пыли, помех и т. д. Метод должен быть устойчив к небольшим изменениям ракурса съемки камеры из-за собственного движения посадочного модуля и неточности определения его ориентации.

Для решения поставленной задачи необходимо выполнить следующие шаги: разработать алгоритм поиска кадра на векторной карте; обеспечить устойчивость работы алгоритма к изменениям ракурса, освещенности, воздействию помех; учесть ограничения на производительность бортового вычислителя и объем доступной памяти; определить схему взаимодействия алгоритма с другими компонентами системы управления.

Существующие подходы к решению рассматриваемой задачи можно разделить на две группы:

- методы с использованием спектральной корреляции. Методы используют растровую карту (фотоснимок), и положение кадра на карте ищется как положение максимума их корреляционной функции. Эти методы обеспечивают очень высокую производительность, однако их недостатком является необходимость иметь карту большого размера, актуальную на момент посадки.

- методы с использованием ключевых точек (центров кратеров). Здесь сначала на наблюдаемом кадре производится выделение характерных признаков (как правило — центров и радиусов ударных кратеров), а затем — найденные признаки отыскиваются в карте-списке признаков. Здесь нет затрат, связанных с хранением и актуализацией карты, однако появляется дополнительный этап выделения признаков. Это — сама по себе достаточно сложная задача; существующие алгоритмы не могут обеспечить достаточную производительность и надежность.

В основе предлагаемого подхода лежит использование преобразования Хафа, модифицированного для случая, когда образец (карта) задан в виде набора окружностей (вместо набора точек обратной поисковой таблицы).

Как и в случае классического преобразования Хафа, сначала на наблюдаемом кадре нужно найти точки границ и направление градиента яркости в них. Это можно сделать любым методом — например, при помощи фильтра Кэнни или его аналогов.

Теперь каждой точке  $A$  границы на кадре можно поставить в соответствие точки  $B_i$  каждой  $i$ -й окружности. Пара точек  $AB_i$  образуют гипотезу  $(\Delta x, \Delta y)$  о предполагаемом совпадении точки  $A$  кадра и точки  $B_i$  карты. Введем пространство гипотез  $H[\Delta x, \Delta y]$  и будем размечать в нем каждую гипотезу, увеличивая соответствующий счетчик  $H[\Delta x, \Delta y]$  на единицу. Верные гипотезы при этом будут совпадать и будут увеличивать один и тот же счетчик, порождая один большой отклик в пространстве гипотез. Неправильные гипотезы будут, наоборот, разбросаны хаотически беспорядочно, и существенных откликов порождать не будут. Теперь нахождение объекта на изображении будет сводиться к поиску положения максимального отклика  $h^* = H[\Delta x^*, \Delta y^*]$  в пространстве гипотез.

Данный алгоритм производит по одной гипотезе для каждой пары точка контура — окружность. Количество гипотез для кадра разумных размеров не превыша-

ет миллиона, и их учет вполне может быть выполнен в режиме реального времени даже на относительно маломощных вычислителях.

Приведенный алгоритм будет искать только положение кадра на карте в предположении, что ориентация кадра, масштаб и другие параметры положения камеры известны, а проективные искажения отсутствуют. Однако в реальности это не так: ориентация и высота известны лишь с некоторой точностью, и также могут возникать искажения из-за собственного движения посадочного модуля. Поэтому необходимо обеспечить устойчивость алгоритма к воздействию этих факторов.

При наличии неучтенных геометрических искажений правильные гипотезы больше не будут попадать в одну ячейку счетчика. В результате главный максимум будет размываться сложным образом: он будет представлять собой группу близкорасположенных пятен — кластер верных гипотез. Возникает задача обнаружения такого кластера и восстановления максимума. В работе для этого используется усреднение по скользящему окну.

Для учета неравномерности распределения точек контура в кадре также предложено использовать нормирование пространства гипотез. Показано, что коэффициентом нормирования является корень квадратный из количества точек контура во фрагменте кадра.

Таким образом, предложенный алгоритм может, с одной стороны, работать в режиме реального времени, а с другой — является устойчивым к основным типам мешающих воздействий. Это позволяет рассматривать его как основу системы обзорно-сравнительной навигации.

## ЭФФЕКТИВНЫЙ ФИЛЬТР GP-RTP SLAM ДЛЯ ОБРАБОТКИ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ МАРСОХОДА

**А.В. Фомичев**  
**Ван Гуоянь**  
**Ду Ижань**

a.v.fomichev@bmstu.ru  
guoyan@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассматривается задача разработки эффективных с точки зрения вычислительных затрат алгоритмов фильтрации, основанных на гауссовских процессах, для их совместного использования с методом L-SLAM (лазерный SLAM) при решении навигационных задач для планетоходов.*

Для решения задачи навигации марсохода при его движении по неизвестным участкам поверхности Марса, возможно применить метод одновременной локализации и построения карты местности, который получил в литературе название SLAM (simultaneous localization and mapping) [1, 2].

В настоящее время метод, получивший название «Лазерный SLAM» или L-SLAM (используется информация от лазерных дальномеров, например, LRFs), является наиболее типичным методом позиционирования и навигации. Данный метод имеет высокую точность при построении карт и локализации местоположения объекта, но не имеет существенного накопления ошибок, поэтому метод L-SLAM потенциально возможно использовать при решении задачи навигации, например, для марсохода.

При решении навигационных задач наряду с методом SLAM широко используются различные методы фильтрации, например, расширенный фильтр Калмана (ЕКФ) или

фильтр частиц. Так, в марсоходе *Karvük* (Канада), использовался метод SLAM с алгоритмом расширенного фильтра Калмана (EKF-SLAM).

Метод фильтрации GP-RTSS (Gaussian Robust Rauch-Tung-Striebel Smoother) использует преимущества гауссовского процесса [3], который позволяет получить в аналитическом виде формулу для процесса фильтрации, где не требуется процедур прогнозирования выборки модели, линеаризации, численного интегрирования и отсутствует явление деградации частиц. Метод фильтрации GP-RTSS также имеет преимущества и в стабильности (устойчивости).

Однако, у фильтра GP-RTSS имеется существенный недостаток. Поскольку в основу данного алгоритма фильтрации положен полный гауссовский процесс, то это предполагает большой объем вычислений ядра Гаусса, в то время как для таких объектов, как марсоход, движущийся в реальном режиме времени, требуется как можно меньше затрат на вычисления.

Чтобы повысить эффективность фильтрации, предлагается ввести алгоритм GP-RTSS в алгоритм распределения произведения гауссовских экспертов (PoE) и таким образом получить новый алгоритм GP-RTP. Разработанный новый алгоритм позволит значительно снизить скорость вычислений при условии обеспечения общей производительности.

Следующий этап исследования предполагает введение нового алгоритма GP-RTP в лазерный SLAM и выполнение сравнительного анализа его с алгоритмом Gmapping SLAM.

В процессе моделирования было установлено, что лазерный GP-RTP SLAM, основанный на алгоритме фильтрации GP-RTP, имеет более эффективную скорость работы и лучшие результаты оценки.

#### Литература

- [1] Ван Гуоянь, Фомичев А.В. Алгоритм планирования безопасного маршрута движения марсохода с учетом рельефа местности // Мехатроника, автоматизация, управление. 2018. Т. 19, № 11. С. 734–743.
- [2] Фомичев А.В., Ван Гуоянь. Быстрый алгоритм навигации и планирования маршрута движения для комплексной системы автономной навигации планетохода // Актуальные проблемы развития отечественной космонавтики: труды XLIII академических чтений по космонавтике. М., 2018. С. 320–321.
- [3] Фомичев А.В., Ван Гуоянь. Эффективный алгоритм фильтра Гаусса для метода SLAM / 11-я Российская конференция по проблемам управления: «Управление в аэрокосмических системах» (УАС-2018). СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2018. С. 260–269.

## ДИНАМИЧЕСКИЙ СТЕНД ДЛЯ ОЦЕНКИ ЗАТРАТ ВРЕМЕНИ НА ФОРМЫ МЫШЛЕНИЯ ЧЕЛОВЕКА-ОПЕРАТОРА

**К.А. Пупков**

pupkov@iu1.bmstu.ru

**А.Д. Левадко**

**Н.В. Лукьянова**

**В.А. Новикова**

**Нэй Зин Хтун**

**А.А. Полякова**

**А.Е. Садовников**

**О.П. Трифонов**

**А.Д. Устюжанин**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Предлагаемый доклад посвящен конструктивным особенностям и функциональным возможностям динамического стенда для оценки затрат времени на формы мышления человека-оператора при латентном периоде прохождения информации через мозг при работе в системе «человек-машина». Данные исследования дают возможность судить об устойчивости системы управления и качестве принимаемых человеком-оператором решений в процессе управления объектами.*

Исследованию и оценке динамики человека-оператора, работающего в составе системы управления различными объектами, посвящено значительное количество работ, анализ и обобщение которых приведены в монографии Шеридана и Феррелла [1]. Наиболее полное и строгое описание динамики человека-оператора, основанное на применении ряда из ортогональных G-функционалов Н. Винера и экспериментальных данных, получено К.А. Пупковым и А.Д. Устюжаниным [2–4].

В итоге динамику человека-оператора можно описать в виде передаточной функции, состоящей из форсирующего звена, колебательного, звена запаздывания и коэффициента усиления.

Динамика мышечной системы, определяемая параметрами  $T$  и  $\xi$  колебательного звена, зависит в основном от физического состояния человека-оператора, степени тренированности, качества формирования навыков и т. п.

Однако нас интересует в значительной мере скрытый период прохождения информации через мозг человека-оператора, характеризуемый временем  $\tau$  звена запаздывания, которое также зависит от личных факторов и, прежде всего, факторов процесса познания. Время  $\tau$  различное для каждого индивидуума. Воспользуемся классической теорией познания. А именно, будем полагать, что процесс познания имеет следующие формы: 1. ощущение информации, 2. восприятие, 3. представление — это так называемое живое созерцание; далее 4. формирование понятия, 5. суждение, 6. умозаключение (принятие решения) — это абстрактное мышление и 7. практика (реализация принятого решения, с целью подтверждения сформированного понятия).

Ставится задача: определить затраты времени человеком-оператором в процессе работы, затрачиваемые на реализацию указанных выше форм живого созерцания и абстрактного мышления, а также затраты времени на передачу принятого решения на его реализацию мышечной системой.

Заметим, что суммарное время мы могли определять и ранее, также по экспериментальным данным [2].

Цель такого определения: понять каким образом времена затрат на формы мышления влияют на качество принимаемого решения и в целом на качество управления тем или иным динамическим объектом.

Это обстоятельство вытекает в свою очередь из определения понятия интеллектуальной системы, так как под ней понимается объединенная информационным процессом совокупность технических средств и программного обеспечения, работающая во взаимосвязи с человеком (коллективом людей) или автономно, способная на основе сведений и знаний при наличии мотивации синтезировать цель, принимать решения к действию и находить рациональные способы достижения цели. Следовательно, система «человек-машина» является интеллектуальной, поэтому определение времени запаздывания при реализации форм мышления при скрытом периоде прохождения информации через мозг человека является не только возможным, но и необходимым.

Для того чтобы достигнуть обозначенной цели, необходимо иметь экспериментальную базу с соответствующими средствами получения и обработки информации.

На данном этапе именно этой задаче посвящена данная работа, потому как определение чистого запаздывания  $\tau$  дает возможность судить об устойчивости системы управления, а определение значений времен, затрачиваемых на реализацию форм мышления, позволит судить о качестве принимаемых человеком-оператором решений в процессе управления тем или иным объектом.

Функционально, суть исследования состоит в том, что на экране монитора визуально высвечивается реализация «белого» гауссова случайного процесса в определенной полосе частот, которая отслеживается человеком-оператором с помощью рукоятки, движение которой отражается на экране монитора, одновременно регистрируются биотоки мозга человека-оператора с помощью электроэнцефалографа (16 отведений). Все сведения, полученные в результате эксперимента, регистрируются в цифровой форме на интервале  $[0, T]$ .

Совместная обработка полученных данных осуществляется на основе теории функциональных рядов [2]. Вычисление ядер первого порядка ряда из ортогональных  $G$ -функционалов Н. Винера дает возможность по смещению по времени моды ядра относительно начала координат, определить значение затрат времени на реализацию форм мышления и общего времени запаздывания  $\tau$ .

Именно для определения этого ядра необходимо экспериментально задать в виде реализации системы отображения информации (СОИ) тестовый сигнал в определенной полосе частот и реакции человека-оператора в виде реализации процесса отслеживания тестового сигнала и реализации электроэнцефалограмм от 16 ответвлений на голове человека-оператора.

Заметим, что все реализации случайного процесса наблюдаются на интервале времени  $[0, T]$ . Величина  $T$  обычно равна 10–12 значений времени затухания ядра первого порядка.

По вышеизложенным данным можно сделать следующие выводы:

1. В статье поставлена проблема оценки качества принимаемого решения и разработки управления человеком-оператором в составе системы «человек-машина» на основе исследования скрытого (латентного) периода времени прохождения информации через мозг человека при зрительном ее восприятии.

2. Создан динамический стенд для сбора элементарных данных с целью получения искомых оценок.

*Работа выполнена при поддержке РФФИ проект № 18-08-00303.*

#### Литература

- [1] Шеридан Т.Б., Феррелл У.Р. Системы «человек-машина». М.: Машиностроение, 1980. 399 с.
- [2] Pupkoff K. The Optimization of connection between Human being and techniques in Man-Machine Systems // Preprint of the IFAC-IFORS Symposium. Warna, Bulgaria, 8–10 oct. 1974. P. 419–426.

- [3]. Ustyuzhanin A.D., Sheridan T., Pupkov K.A., Mc. Ruer P., Krendel E. Limited parameters of dynamic characteristics of a Human-operator when operating objects of different types// European Conference for Sciences: Moscow, Russia, July 4.2005.
- [4] Устюжанин А.Д., Пупков К.А. Динамическая идентификация и оценивание состояния человека-оператора в системах «человек — машина». М.: РУДН, 2011. 180 с.

## **РЕАЛИЗАЦИЯ ВИРТУАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ МЕХАТРОННЫМИ УСТРОЙСТВАМИ НА ОСНОВЕ ДАННЫХ ЭЛЕКТРОМИОГРАФИИ**

**А.И. Гаврилов**  
**Со Со Тае У**

alexgavrilov@mail.ru  
soesoethawoo@inbox.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В авиакосмических системах различного назначения достаточно широко используются робототехнические устройства. Управление подобного рода устройствами при выполнении ответственных задач, как правило, возложено на человека-оператора. Таким образом, создание устройств управления, обеспечивающих высокую точность движения рабочего органа при соблюдении требований по эргономичности, является важной практической задачей.

Использование сигналов электромиографии человека для адаптивного управления внешними роботизированными устройствами является актуальной междисциплинарной задачей, решение которой лежит как в фундаментальных областях (нейробиология, нейротехнологии), так и в прикладной биомедицине (устройства и методики реабилитации, экзопротезы и экзоскелеты, тренажеры и др.).

Целью работы является разработка и исследование биоинформационной системы обработки данных электромиографии с возможностью определения типа и параметров движения для решения задач управления мехатронными устройствами. В рамках работы разработан полнофункциональный макет мехатронного комплекса, реализующего функцию «повторителя движений» руки человека на основе данных электромиографии. Макет может использоваться как для исследований принципов функционирования биоинформационных систем, так и для прототипирования мехатронных устройств, расширяющих функциональные возможности человека — экзоскелетов, биопротезов и т. п. Практическим результатом работы является подход, обеспечивающий возможность классификации типа и определения параметров движения лучезапястного сустава (угловая скорость, угловое положение) на основе информации, полученной с датчиков нейронной активности мышц.

Научная новизна результатов заключается в разработке оригинальной модели преобразования ЭМГ сигналов в оценку мышечной активности, непосредственно определяющую параметры движения кисти руки человека. Также элементами научной новизны и существенной практической значимостью обладает созданный в рамках исследований комплексный формализованный подход к прогнозированию параметров движения по данным электромиографии с использованием моделей мышечной активности и аппарата регрессионного анализа.



## АВТОМАТИЧЕСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДЛЯ ПЛАНЕТНЫХ И АСТРОФИЗИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ, ИСПЫТАНИЯ И РАСЧЕТ

### УЧЕТ ЭФФЕКТОВ СМЕЩЕНИЯ, ВЫЗЫВАЕМЫХ ИСКУССТВЕННЫМИ РАДИОАКТИВНЫМИ ИСТОЧНИКАМИ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА МЕЖПЛАНЕТНЫХ МИССИЙ

*М.Е. Артемов*

*Н.М. Хамидуллина*

*А.А. Тютюнников*

[nmx@laspace.ru](mailto:nmx@laspace.ru)

АО «НПО Лавочкина»

Эффекты смещения — результат упругого и неупругого неионизирующего взаимодействия энергичных частиц космического пространства (КП) и радиоактивных источников на борту КА с ядрами атомов, повреждающего структуру полупроводников и некоторых оптических материалов. Эффекты смещения описывают при помощи эквивалентного потока протонов или нейтронов, неионизационной линейной передачи энергии, а также неионизационной дозы. Как правило, при оценке радиационной стойкости бортовой аппаратуры эффектами смещения пренебрегают, поскольку неионизационные процессы, вызываемые потоками излучений КП, слишком слабы по сравнению с ионизирующей компонентой. Однако ситуация существенно меняется в связи с использованием для получения тепловой и электрической энергии в межпланетных миссиях («Экзо-Марс-2020», «Луна-Глоб», «Луна-Ресурс-1» и др.) радиоизотопных источников на основе диоксида плутония-238, которые излучают мощный поток нейтронов с широким спектром энергий. Например, расчет эквивалентных потоков нейтронов в ИМС приборов, расположенных в непосредственной близости к сборкам тепловых блоков (ТБ) на борту десантного модуля КА «ЭкзоМарс-2020», дает значения  $10^{11} \dots 10^{12} \text{ см}^{-2}$ , что может превышать уровни стойкости используемых изделий ЭКБ. В связи с этим особую актуальность приобретает как уточнение радиационных характеристик ТБ, так и достоверная информация о параметрах стойкости ЭКБ к эффектам смещения.

### КОНЦЕПЦИЯ ПЕРЕХВАТЧИКА КОМЕТНЫХ ЯДЕР В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

*А.В. Багров*<sup>1,2</sup>

*М.И. Кислицкий*<sup>3</sup>

*В.А. Леонов*<sup>2</sup>

[abagrov@inasan.ru](mailto:abagrov@inasan.ru)

[mksl21@mail.ru](mailto:mksl21@mail.ru)

<sup>1</sup> ИНАСАН

<sup>2</sup> АО «НПО Лавочкина»

<sup>3</sup> СПбПУ Петра Великого

Для решения задач освоения космоса (в ближайшем будущем — околоземного космического пространства (ОКП), Луны, Марса) необходимо огромное количество мате-

риальных ресурсов, в частности, материалы для строительства баз в ОКП и рабочее тело ракетных двигателей (РД), обеспечивающих транспортировку грузов и людей в космическом пространстве.

В настоящее время единственным источником подобных ресурсов является Земля. Доставка полезных грузов с Земли в космос является весьма дорогостоящей. Кроме того, при большом объеме грузопотока в космос могут возникнуть серьезные экологические проблемы вследствие влияния продуктов сгорания РД на атмосферу.

В качестве альтернативного источника ресурсов для решения указанных задач целесообразно рассматривать осваиваемые небесные тела. Использование внеземных ресурсов позволит резко снизить потребный объем грузопотока с Земли в космос и избежать связанных с ним экологических проблем. В настоящее время в России и других странах рассматриваются возможности использования лунного и марсианского грунта, марсианской атмосферы для решения подобных задач.

Но в космосе и, в частности, в ОКП, есть и другие источники ресурсов. К их числу относятся небольшие кометы и астероиды, в большом количестве проходящие через окрестности Земли. Перспективным представляется использование миникомет как источника необходимых ресурсов. Речь идет о так называемых миникометах — фрагментах распавшихся кометных ядер относительно небольших тел, и потому малоисследованном классе небесных тел. Основную часть массы МК составляет лед, преимущественно водяной. Исследования [1] показали, что через ОКП в пределах сферы Хилла радиусом около 1,5 млн км ежегодно проходит в различных направлениях несколько десятков тысяч миникомет (МК) размером от единиц до десятков метров в перечнике. Их скорости относительно Земли составляют 10-30 км/с. Эти тела проходят на большой скорости через ОКП, и своевременно обнаруживать их в космосе можно только по наблюдениям из космоса [2].

Ранее А.В. Багровым и М.И. Кислицким выдвигались предложения об использовании миникомет как в целях борьбы с астероидно-кометной опасностью (АКО) [3], так и для снабжения баз в ОКП ресурсами [4]. Так, весьма ценным ресурсом является вода, которой столь богаты кометы, — и сама по себе, и как источник кислорода и водорода.

Предлагаемая концепция предусматривает доставку к МК специального космического аппарата (КА)-перехватчика и постепенную корректировку орбиты МК с целью доставки ее через определенное время в заданную область ОКП для дальнейшего использования ее ресурсов. При этом для корректировки орбиты МК используется доставляемый в составе КА паровой ракетный двигатель, рабочим телом которого будет служить вещество МК, а источником тепловой энергии — солнечное излучение. Во время доставки перехваченной МК может проводиться определенная переработка вещества кометы. Использование собственного вещества МК является ключевым положением концепции, так как обеспечивает возможность доставки МК исключительно путем использования космических ресурсов при относительно небольшой массе КА и, следовательно, разумном уровне затрат на решение данной задачи.

Для реализации данной концепции необходимы:

- 1) средства слежения, обеспечивающие обнаружение и отслеживание тел в ОКП, включая объекты декаметрового размера;
- 2) ракетно-космический комплекс, включающий в себя космический ракетный комплекс и космический аппарат-перехватчик;
- 3) средства слежения и управления КА.

Создание средств перехвата миникомет является насущной задачей, решение которой необходимо для противодействия АКО. В качестве остальных элементов системы могут быть использованы существующие технические средства, за исключением космического аппарата (КА).

Программа функционирования такого КА должна предусматривать:

- доставку КА с помощью ракеты-носителя и разгонного блока в ближнюю окрестность миникометы (МК);
- посадку и закрепление КА на поверхности МК;
- остановку вращения МК и ориентацию ее тела в нужном направлении;
- развертывание технических средств двигательной установки, системы энергоснабжения, средств забора и переработки вещества МК;
- согласованное функционирование всего комплекса технических средств в процессе полета на МК (в зависимости от конкретных условий — до нескольких лет);
- управление полетом связки КА-МК с выходом в заданный район ОКП с заданными кинематическими параметрами с использованием средств наземного комплекса управления.

Ключевыми проблемами здесь являются обеспечение необходимой тяги для перевода кометы на заданную орбиту и энергоснабжение КА. Предварительные оценки показывают, что для создания необходимого импульса тяги целесообразно использовать газовый ракетный двигатель, работающий на водяном паре. Температура пара будет выбрана такой, при которой элементы конструкции камеры и сопла РД способны работать без ухудшения своих характеристик несколько лет.

Энергоснабжение КА наиболее целесообразно обеспечить за счет использования солнечной энергии. В состав КА планируется включить концентратор солнечного излучения развертываемой конструкции с зеркальным пленочным покрытием, отверждаемым в космосе. Сконцентрированное им солнечное излучение направляется на камеру нагрева водяного пара РД, а также используется для получения электроэнергии с помощью солнечных батарей.

#### Литература

- [1] Багров А.В. Потоки тел дециметровых размеров через околоземное пространство // Метеорит Челябинск — год на Земле: матер. Всерос. науч. конф. Челябинск, 2014. С. 82–89.
- [2] Кириченко Д.В., Клейменов В.В., Багров А.В., Леонов В.А., Кислицкий М.И. Космическая система для оперативного выявления космогенных угроз // Космические исследования. 2018. Т. 56, № 2. С. 182–186.
- [3] Багров А.В., Кислицкий М.И. Патент на изобретение RU 2012108021 «Способ ударного воздействия на опасные космические объекты и устройство для его осуществления». / Оpubл. 10.09.2013. Бюл. № 25.
- [4] Багров А.В., Кислицкий М.И. Обеспечение космических поселений водой путем перехвата в космосе микрокомет // Матер. III Междунар. конф. «Метеориты, астероиды, кометы» и школы молодых ученых «Чебаркуль 2015». Челябинск: ТЕТА, 2015. С. 39–42.

## ДОРАБОТКА СТЕНДА ПРОВЕДЕНИЯ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

**А.Д. Бугрова**  
**Р.И. Гуров**  
**И.В. Платов**

bugrova@laspace.ru  
gurov@laspace.ru  
aia@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

В настоящее время при создании космической техники значимую роль играет наземная экспериментальная отработка. В основном испытания проводятся на унифицированных испытательных стендах, но многие проекты «НПО Лавочкина» требуют значительной доработки испытательного оборудования. В докладе представлены и определены задачи по развитию стендовой базы для наземной экспериментальной отработки при

проведении огневых испытаний (ОИ) двигательных установок (ДУ) космических аппаратов на примере посадочной автоматической межпланетной станции (АМС).

В комплексную программу экспериментальной отработки ДУ АМС входят ОИ в условиях, приближенных к штатной эксплуатации, с измерением общего вектора тяги. Для проведения ОИ ДУ АМС был выбран стенд 1Б ИС-101 (ФКП «НИЦ РКП», г. Пересвет), в котором ранее проходили ОИ ДУ малого космического аппарата (МКА). С целью имитации условий функционирования ДУ, входящей в состав АМС, возникла необходимость усовершенствования стенда и его доработки. Для сравнительного анализа и формулировки задач ОИ были сведены в таблицу ряд параметров ДУ, а также условия проведения самих испытаний.

Как видно из таблицы, при формировании задач по доработке стенда, с учетом существенных отличий характеристик ДУ и условий, значительное внимание должно быть уделено обеспечению теплового режима объекта испытаний, как залогом безаварийной работы и успешного выполнения программы испытаний ДУ АМС. Доработка стенда обеспечит возможность проведения ОИ подобных проектов АО «НПО Лавочкина» в будущем.

Таблица. Сравнение ДУ и условий ОИ для МКА и АМС

		МКА	АМС
Параметры ДУ	Тип	Однокомпонентная	Двухкомпонентная
	Количество двигателей (типов)	10 (1)	15 (4)
	Суммарная тяга	0,54 кгс	~ 650 кгс
	Масса («сухая»)	50,5 кг	275 кг
	Заправка	30,1 кг	1021 кг
Условия ОИ	Давление в камере на стенде	- в сеансах работы: от 20 до 40 мм рт. ст.; - в паузах: от $10^{-2}$ до 1 мм рт.ст.	- в сеансах работы: от 1 до 20 мм рт. ст.; - в паузах: от $10^{-2}$ до 1 мм рт. ст.
	Температурные условия	от плюс 10 до плюс 25 °С	- от минус 10 до плюс 25 °С; - локальные криогенные экраны и ИК-нагреватели
	Тракты отвода продуктов реакции	неохлаждаемые и негерметичные	охлаждаемые и герметичные
	Измерение вектора тяги	отсутствует	совместно с бортовым регулятором тяги

## О ВОЗМОЖНОСТИ РАЗРАБОТКИ ВЕНЕРОХОДОВ

**С.П. Буслаев**  
**В.А. Воронцов**  
**А.М. Крайнов**

se.bouslaev@yandex.ru  
vorontsov@laspacespace.ru  
krainov@laspacespace.ru

АО «НПО Лавочкина»

С 1970 по 1985 год за 15 лет на поверхность Венеры совершили посадку десять советских космических аппаратов (КА). Еще одну незапланированную посадку на Венеру в

1978 году совершил один из трех малых американских зондов в американской миссии Pioneer Venus Multiprobe, проработав на грунте около часа.

Пятнадцатилетняя серия посадок советских аппаратов и одного американского на Венеру завершилась 15 июня 1985 года посадкой КА «Vega-2» и за прошедший более чем тридцатилетний период ни один КА больше на поверхность Венеры не опустился. Основной причиной этого являются тяжелые условия на поверхности Венеры и прежде всего высокая температура до 475 °С при давлении до 92 атм.

И если на тот период все задачи, поставленные перед космическими аппаратами, были выполнены, то сейчас ученых планетологов интересуют более глубокие научные сведения о строении Венеры, которые могут помочь в изучении прошлого и будущего нашей планеты. Эти сведения невозможно получить без применения венероходов, то есть мобильных научных станций, перемещающихся по венерианскому грунту. Следует отметить, что вопросы применения планетоходов в экстремальных условиях все чаще возникают перед их разработчиками. Так, например, при исследовании Луны с помощью луноходов в приполярных кратерах в условиях вечной ночи [1] в отличие от Венеры стоит задача применения луноходов при отсутствии солнечного освещения и при существенно более низких температурах.

Для планетоходов, работающих в экстремальных термических условиях, необходимо рациональное размещение научной аппаратуры (НА), системы энергообеспечения (СЭО) и других систем на борту планетоходов. Необходима также разработка специальных методов использования НА и СЭО на таких планетоходах, отличных от методов, применявшихся на уже эксплуатировавшихся планетоходах типа «Луноход-1,2», «Pathfinder», «Spirit», и «Curiosity».

Для возможности успешной работы венероходов при высокой температуре рассматриваются различные проекты использования холодильников для охлаждения научной и служебной аппаратуры. Проводятся исследования по поиску жаропрочных материалов и конструкций. Рассматриваются также проекты использования силы приповерхностного ветра для перемещения венерохода по грунту [2–4].

#### Литература

- [1] Буслаев С.П., Воронцов В.А., Графодатский О.С., Крайнов А.М. Общая методология совместного применения операторного и автоматического управления движением лунохода в «ночных» кратерах на полюсах Луны // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. Вып. 8. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-8-1665> (дата обращения 06.10.2018).
- [2] Landis G.A., Oleson S.R. Venus rover design studies. Venus Lab and Technology Workshop, april 7–8, 2015, Hampton, Virginia. URL: <https://www.hou.usra.edu/meetings/venustech2015/pdf/4021.pdf> (дата обращения 06.10.2018).
- [3] Benigno G., Kathleen H. et al. A Wind-powered Rover for a Low-Cost Venus Mission. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012. URL: <https://www.docdroid.net/AjHOZVd/wind-powered-venus-rover.pdf> (дата обращения 06.10.2018).
- [4] Automaton rover for extreme environments. Sauder J., Hilgemann E. et al. California Institute of Technology, 2017. NASA Innovative Advanced Concepts (NIAC) Phase I Final Report. URL: [https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/niac\\_2016\\_phasei\\_sauder\\_aree\\_tagged.pdf](https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/niac_2016_phasei_sauder_aree_tagged.pdf) (дата обращения 06.10.2018).

## **ТРЕБОВАНИЯ К РАДИАЦИОННОЙ СТОЙКОСТИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ ЛУНОХОДА С РАДИОИЗОТОПНЫМИ ИСТОЧНИКАМИ ТЕПЛА НА БОРТУ**

*Е.В. Власенков*

veb@laspace.ru

*Н.М. Хамидуллина*

*И.В. Зефирюв*

АО «НПО Лавочкина»

В программах ведущих мировых национальных космических агентств, таких как Роскосмос, NASA, ESA, CNSA, JAXA, занимают важную позицию исследования дальнего космоса автоматическими космическими аппаратами (КА). На них для обеспечения электропитания на большом удалении от Солнца и для поддержания теплового режима работы бортовой аппаратуры (БА) применяются радиоизотопные термоэлектрические генераторы (РИТЭГ) и радиоизотопные источники тепла (РИТ). Мощные потоки нейтронов от таких источников создают в БА различные радиационные эффекты: дозовые ионизационные и неионизационные эффекты, случайные одиночные эффекты, которые могут доминировать в качестве разрушающего фактора для БА по сравнению с влиянием ионизирующих излучений космического пространства (ИИ КП). Таким образом, важной задачей еще на этапе проектирования, является расчет радиационных характеристик на борту КА с учетом ионизационных эффектов от радиоизотопных источников.

Российская программа изучения и освоения Луны разбита на этапы, объединенные общей стратегической целью и различающиеся по методам работы на Луне. Первый этап предполагает изучение Луны автоматическими космическими аппаратами, станциями и планетоходами (луноходами). На данном этапе необходимо обеспечить выполнение приоритетных фундаментальных научных задач с помощью поисково-разведочных луноходов, функционирующих в лунных кратерах в окрестностях Южного полюса Луны, что неизбежно приводит к необходимости поддержания заданного теплового режима БА лунохода после прохождения лунной ночи, длительность которой может составлять 354 часа. Это достигается установкой на корпусе лунохода 13 шт. РИТ.

Использование созданного научно-технического задела космической техники требует еще на ранних стадиях проектирования однозначно определить, соответствует ли тот или иной прибор радиационным условиям функционирования КА, а именно, имеет ли БА необходимую стойкость к ионизационным и неионизационным эффектам с учетом воздействия ИИ КП и потоков нейтронов от радиоизотопных источников.

В докладе показана методология создания расчетной 3D-модели лунохода, приведены результаты расчета локальных поглощенных доз в местах расположения БА лунохода от радиоизотопных источников и ИИ КП и определены требования к минимальным уровням стойкости БА.

## **ИСПОЛЬЗОВАНИЕ УДАРНЫХ ИСПЫТАНИЙ ДЛЯ КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**О.Г. Деменко**

3335704@gmail.com

АО «НПО Лавочкина»

В настоящее время в конструкциях космических аппаратов (КА) широко применяются элементы из композитных материалов. В основном, это панели из углепластика с сотовым наполнителем, а также стержневые элементы конструкций и шаробаллоны. Это явление является вполне закономерным, поскольку, несмотря на некоторые недостатки, композитные конструкции позволяют обеспечить требуемую прочность КА при значительно меньшей массе (по сравнению с традиционными металлическими материалами), за счет оптимального расположения армирующих нитей в композите.

Особенность нынешнего этапа развития КА состоит в том, что композитные материалы начинают применяться в элементах основной конструкции КА, определяющих прочность и жесткость всего КА в целом. Поэтому вопросы, связанные с качеством их изготовления, становятся все более острыми. К сожалению, существующие технологии дают большой разброс характеристик композитных конструкций. На практике встречаются случаи внутреннего расслаивания материалов, искажения формы конструкции при затвердевании (усадке) материала компаунда и др., что приводит к неплоскости пластин, появлению внутренних напряжений в конструкции, уходу посадочных мест приборов и т. д.

В связи с этим актуальным становится вопрос проверки соответствия изготовленных элементов конструкции заданным требованиям на этапе входного контроля. Сложность такого контроля состоит в том, что каждый элемент может быть адекватно нагружен только в составе собранной конструкции КА. Отдельный элемент, как правило, не имеет узлов крепления, через которые его можно было бы закрепить на стенде и через которые к нему можно было бы приложить различные нагрузки.

Имеющийся в НПОЛ опыт позволяет предложить как один из вариантов решения этой проблемы ударные испытания малой интенсивности. В качестве критерия качества изготовленной конструкции можно принять близость ее динамических характеристик (частоты и формы первых тонов собственных колебаний) к теоретическим характеристикам, получаемым расчетным путем. Эти характеристики являются интегральным показателем распределения масс и жесткостей всей конструкции в целом. Использование расчетов позволяет также определить наиболее рациональные места нанесения ударных воздействий, места и способы крепления (опирания) конструкции. Опыт показывает, что такой подход оптимален для отдельных конструкций (без установленных на них объектов), однако плохо подходит для сборок (даже небольших).

## ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ ПЛАНЕТАРНОЙ ЗАЩИТЫ ЭКСПЕДИЦИИ «ЭКЗОМАРС-2020»

*Е.А. Дешева*<sup>1</sup>

deshevaya@imbp.ru

*Н.М. Хамидуллина*<sup>2</sup>

*Д.В. Захаренко*<sup>2</sup>

zdvd@laspace.ru

*В.Н. Сычев*<sup>1</sup>

<sup>1</sup> ГНЦ РФ — ИМБП РАН

<sup>2</sup> АО «НПО Лавочкина»

Основной целью международной межпланетной экспедиции «ЭкзоМарс-2020» (Роскосмос и Европейское космическое агентство, ЕКА) является посадка российского десантного модуля (ДМ) на поверхность Марса и исследование марсианской среды, включая впервые в истории исследования Марса проведение прямого эксперимента по поиску возможных форм жизни с помощью марсохода, разрабатываемого ЕКА. В связи с этим миссия «ЭкзоМарс-2020», согласно классификации COSPAR, относится к категории IVb, однако к ДМ предъявляются требования только категории IVa (миссия посещения Марса без поиска жизни). Сборка десантного модуля будет осуществляться в несколько этапов:

- первоначальная сборка в чистом помещении кл. 8 ИСО в АО «НПО Лавочкина»,
- интеграция ДМ с комплексом бортовой аппаратуры и перелетным модулем в TAS-I (г. Турин, Италия) в чистом помещении кл. 7 ИСО,
- интеграция ДМ с марсоходом на Байконуре в чистой палатке кл. 7 ИСО.

Каждый из этапов требует особого подхода, нацеленного на выполнение требований COSPAR к уровню загрязнения ДМ микроорганизмами и предотвращение пере-загрязнения одних частей КА другими.

Доклад содержит основные положения программы планетарной защиты Марса, реализуемой в процессе подготовки экспедиции, а также предполагаемые методы стерилизации и очистки элементов ДМ и сборочных помещений (среди них российское “know how” — поверхностная стерилизация импульсным ультрафиолетом).

## ПЕРСПЕКТИВЫ ВНЕДРЕНИЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ ПРИВОДОВ НА БАЗЕ РОЛИКОВИНТОВЫХ МЕХАНИЗМОВ В ИЗДЕЛИЯХ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

*Е.В. Дикун*

dev@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

Для изделий аэрокосмической отрасли основными тенденциями развития являются повышение надежности, долговечности, быстродействия, КПД и точности работы, а также снижение массы и габаритов, поэтому актуальным является совершенствование и модернизация составных элементов изделия.

В машиностроении, в том числе и в аэрокосмической отрасли, достаточно часто применяются устройства, в которых выходное звено совершает поступательное перемещение с преодолением или созданием осевой силы. Эти устройства можно условно разделить на устройства, в которых осевая сила создается давлением жидкости или газа, и устройства, в которых усилие или крутящий момент от двигателя передается на

выходное звено через передаточный механизм. К устройствам 1-й группы относятся гидравлические и пневматические приводы, а к устройствам 2-й группы — электро-механические приводы.

В настоящее время в Российской Федерации в изделиях аэрокосмической техники доминируют гидравлические приводы и электромеханические приводы на базе шариковинтовых механизмов (ШВМ). В промышленно-развитых странах запада доля гидравлических приводов от общего числа рассматриваемых устройств постоянно снижается. Гидравлические приводы заменяют на электромеханические приводы на базе роликовинтовых механизмов (РВМ). Исследования показывают, что электромеханические приводы не только успешно заменяют гидравлические системы нагружения конструкций, но и превосходят их по параметрам точности, скорости, величине нагружения, потреблению электроэнергии, а также имеют гораздо более низкий уровень вибрации. Кроме того, электромеханические приводы обеспечивают более высокую стабильность эксплуатационных параметров выходного звена, возможность создания более простой, надежной и достоверной обратной связи, простоту автоматизации процесса управления.

ШВМ в России успешно производятся довольно длительное время. ШВМ, как и РВМ, является винтовым механизмом качения. Их КПД близки. Конструируются ШВМ с одной, двумя, но чаще с тремя группами шаров, каждая из которых независимо циркулирует по своей замкнутой траектории. Каждая группа шаров имеет свой канал возврата шариков в исходное положение. ШВМ подразделяются по форме профиля винтовой канавки [1]. На практике применяются ШВМ с полукруглым профилем канавок резьбы винта и гайки, который позволяет получить двухточечный контакт, и коническим профилем канавок резьбы винта и гайки, который позволяет получить четырехточечный контакт. Для высокоточных приводов применяют безззорные ШВМ.

РВМ имеет ряд конструкций [2], каждая из которых имеет свои особенности и эксплуатационные характеристики:

- РВМ с цельной гайкой;
- Безззорный РВМ со сборной гайкой;
- РВМ с длинной гайкой;
- РВМ с рециркуляцией роликов;
- РВМ с длинными роликами;
- Безгаечный РВМ.

На практике наиболее часто применяется наиболее простая конструкция — планетарный роликовинтовой механизм (ПРВМ) с цельной гайкой. Ролики чаще всего однозаходные, но для увеличения передаточной функции ПРВМ их можно изготавливать и многозаходными. Чаще всего количество роликов равно максимально возможному значению, которое определяется из условия соседства. С увеличением количества роликов повышается нагрузочная способность ПРВМ, его жесткость и точность, а также увеличиваются технологические издержки при изготовлении и стоимость. При работе ПРВМ винт вращается, ролики совершают планетарное движение, а гайка вместе с роликами перемещается вдоль оси винта.

Нагрузочную способность винтовых механизмов качения (ШВМ и РВМ) принято оценивать динамической  $S_d$  (при длительном нагружении) и статической  $S_{0a}$  грузоподъемностями, которые находятся в корреляционной связи [3]. Нагрузочная способность ПРВМ в 3 раза выше нагрузочной способности ШВМ, а ресурс ПРВМ в 20 и более раз больше ресурса ШВМ.

ПРВМ значительно превосходят ШВМ по быстроходности — в ШВМ скорость перемещения выходного звена в среднем равна 1 м/с, а в ПРВМ — 2,5 м/с. Для длительной работы ШВМ допускается частота вращения винта до 1000 — 1200 мин<sup>-1</sup>, а для длительной работы ПРВМ — 3000 мин<sup>-1</sup> ШВМ и разнонаправленными векторами скоростей соседних шаров в точке взаимодействия.

ПРВМ, имея примерно равную кинематическую точность и КПД, превосходит ШВМ по осевой жесткости из-за значительно большего количества точек контакта по линии передачи нагрузки [4].

Учитывая эти преимущества РВМ по сравнению с ШВМ, электромеханические приводы целесообразно оснащать РВМ.

Для поддержания конкурентного уровня отечественной аэрокосмической отрасли на мировом рынке, она должна создать условия для широкого внедрения в летательные аппараты электромеханических приводов, функционирующих на базе РВМ.

#### Литература

- [1] Турпаев А.И. Винтовые механизмы и передачи. М.: Машиностроение, 1982. 223 с.
- [2] Блинов Д.С. Планетарные роликовинтовые механизмы. Конструкции, методы расчетов / под ред. О.А. Ряховского. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 222 с.
- [3] Блинов Д.С., Колобов А.Ю., Дикун Е.В. Проектирование планетарных роликовинтовых механизмов для электромеханических приводов летательных аппаратов (теория) / Справочник. Инженерный журнал. 2018. № 8. С. 14–23.
- [4] Козырев В.В. Сравнение параметров шариковых и роликовых передач винт-гайка // Станки и инструмент. 1990. № 5. С. 20–26.

## ОБ ОЦЕНКЕ СТОЙКОСТИ ГОФРИРОВАННЫХ СЕТОЧНЫХ ЭКРАНОВ ДЛЯ ПРОТИВОМЕТЕОРНОЙ ЗАЩИТЫ

**Д.Б. Добрица**<sup>1</sup>

dobrica@laspace.ru

**Б.Ю. Яценко**<sup>1</sup>

s300@ngs.ru

**С.В. Пашков**<sup>2</sup>

**Ю.Ф. Христенко**<sup>2</sup>

<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина»

<sup>2</sup> НИИ ПММ ТГУ

В настоящее время для эффективного решения задачи защиты космических аппаратов от метеорно-техногенных воздействий применяются различные виды защитных экранов, в том числе, в виде металлических сеток или их комбинации с другими материалами [1]. Проводятся исследования стойкости сеточных экранов, а также структур, обеспечивающих преимущественно наклонное соударение (например, в виде ячеистого контейнера), как экспериментальными методами, с помощью испытаний высокоскоростного воздействия на легкогазовых баллистических установках, так и путем численного моделирования высокоскоростных взаимодействий [2, 3].

Концепция защитного экрана в виде гофрированной металлической сетки, предлагаемая в работе, объединяет достоинства использования сеточных экранов и наклонных поверхностей. Для исследования стойкости наклонной сеточной преграды к воздействию высокоскоростных частиц проведено численное моделирование. В лагранжевой 3D-постановке рассматривается процесс высокоскоростного взаимодействия наклонной преграды в виде тканой сетки из нержавеющей стали с компактным ударником в виде алюминиевого шарика, соответствующим по плотности и размеру характерным метеорным частицам, обладающим способностью пробить защитный экран. Предложенный подход к численному моделированию позволяет описать специфические особенности поведения сеточных экранов при высокоскоростных воздействиях под наклоном. Для сравнения рассматривается взаимодействие ударника по

нормали с сеточным экраном, приведенная (по направлению удара) удельная масса которого идентична наклонному воздействию.

В опытах численного моделирования диаметр алюминиевого ударника составлял 1,7 мм, скорость удара 5 км/с. При следующих выбранных базовых размерах стальной сетки: шаг  $a_0 = 0,5$  мм, диаметр проволоки  $d_0 = 0,32$  мм, эквивалентность удельной массы при использовании наклонного экрана (под углом  $45^\circ$  к направлению удара) достигалась двумя способами: увеличением шага сетки в  $2^{1/2}$  раза ( $a_0/\cos\varphi$ ,  $d_0$ ) или уменьшением диаметра проволоки в  $2^{1/4}$  раза ( $a_0$ ,  $d_0(\cos\varphi)^{1/2}$ ).

Постановка задачи численного моделирования и система уравнений, описывающая математическую модель движения упругопластической сплошной среды, приведены в монографии [4]. Определяющие соотношения брались в форме Прандтля-Рейсса при условии пластичности Губера–Мизеса, уравнения состояния — в форме Ми–Грюнайзена. Для описания разрушения использовался метод раздвоения разностной сетки по узлам в сочетании с критерием разрушения по максимальным пластическим деформациям. При взаимодействии осколков и для контактных поверхностей использовалось условие идеального скольжения и непротекания по нормали.

Предложен ряд конструктивных решений, позволяющих в значительной степени использовать эффект наклонного экрана с использованием гофрированных сеточных структур.

Результаты численного моделирования подтверждают существенно более высокую стойкость гофрированных сеточных экранов по сравнению с обычными сеточными экранами при идентичной удельной массе. Предлагаемая методика численного моделирования может применяться в дальнейшем для исследования стойкости многослойных преград с включением гофрированных сеток в качестве слоев.

#### Литература

- [1] Christiansen E.L., Kerr J.H. Mesh Double-Bumper Shield: A low-weight alternative for spacecraft meteoroid and orbital debris protection// International Journal of Impact Engineering. 1993. Vol. 14. P. 169–180.
- [2] Герасимов А.В., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф. Теоретико-экспериментальное исследование ударного взаимодействия осколков с различными видами защиты космических аппаратов // Механика деформируемого твердого тела. Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. 2011. № 4 (4). С. 1433–1435.
- [3] Xiaotian Zhang, Tao Liu, Xiaogang Li, & Guanghui Jia J. Hypervelocity impact performance of aluminum egg-box panel enhanced Whipple shield // Acta Astronautica. 2016. Vol. 119. P. 48–59. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.10.013>
- [4] Фомин В.М., Гулидов А.И., Сапожников Г.А. и др. Высокоскоростное взаимодействие тел. Новосибирск^ Изд-во СО РАН, 1999. 600 с.

## ЭВОЛЮЦИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ АЛГОРИТМОВ, ОСНОВАННЫХ НА МАТРИЦАХ СИТУАЦИИ, ДЛЯ ОПЕРАТИВНОГО АНАЛИЗА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

И.В. Зефиров

zefirov@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

В процессе оперативного анализа функционирования современных КА выявляются новые направления развития. Наряду с требованиями по оперативности и количеству

анализируемых параметров в потоке обработанной информации появляется необходимость в выполнении целого ряда новых задач, имеющих более сложные алгоритмы реализации, но без изменения существующей программной архитектуры.

Основной способ удовлетворения указанным требованиям состоит во введении дополнительных вторичных параметров, предназначенных для удобства обработки и представления ее результатов оператору-анализатору. В основном, такие параметры характеризуются состоянием целой группы соответствующих первичных параметров в соответствии с имеющимися таблицами специального вида, называемых также матрицами ситуации.

Алгоритмы расчета значений, рассчитываемых по матрицам ситуации, должны удовлетворять большому количеству требований. К ним относятся универсальность, расширяемость, а также простота описания исходных данных и легкость их восприятия. Области применимости этих алгоритмов охватывают многие направления: от определения наиболее подходящего набора заданных диапазонов изменения в зависимости от попадающих в них значений, до детального описания сообщений, выдаваемых в нештатных ситуациях.

В докладе обобщен опыт применения алгоритмов вторичной обработки телеметрической информации, основанных на матрицах ситуации. Также приводится перечень основных возможностей этих алгоритмов и перспективные направления их развития.

## **О ВЛИЯНИИ НЕГЕРМЕТИЧНОСТИ КОНСТРУКЦИИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА НА СОСТАВ ЕГО ВНУТРЕННЕЙ ГАЗОВОЙ СРЕДЫ ПРИ СПУСКЕ В АТМОСФЕРЕ ПЛАНЕТЫ**

**А.А. Иванков**

[ival@laspace.ru](mailto:ival@laspace.ru)

АО «НПО Лавочкина»

При входе космического спускаемого аппарата (СА) в атмосферу планеты и последующем спуске на ее поверхность аппарат подвергается тепловому и силовому воздействию со стороны газа атмосферы. Для обеспечения теплового режима аппарата на его поверхность устанавливается тепловая защита, которая наряду с выполнением защитных функций должна исключить проникновение горячего газа атмосферы из высокотемпературного ударного слоя (в зависимости от скорости входа с температурами ~ 5000...12000 К) во внутреннее пространство СА, что может негативным образом повлиять на работу аппаратуры и систем, расположенных внутри корпуса аппарата.

Чтобы решить эту проблему, необходимо минимизировать негерметичность СА, которая возникает при реализации различных проектных и технических решений в процессе изготовления аппарата. Так, например, в исследуемом случае перспективного СА, предназначенного для исследования Марса, такая негерметичность возникает по месту стыка крупногабаритных конструкций — аэродинамического экрана и заднего кожуха, формирующих соответственно лобовую и донную поверхности аппарата. По месту стыка этих конструкций большого диаметра ~ 4 м практически невозможно исключить образование кольцевого зазора в зоне контакта конструкций.

В этой связи возникает задача об определении минимальных размеров (площади) этого кольцевого отверстия, не приводящих к нарушению работы приборов и систем внутри аппарата в результате проникновения горячего атмосферного газа. Необходимо также определить динамику заполнения газом внутреннего объема СА

при движении вдоль траектории в зависимости от размеров отверстий, приводящих к негерметичности аппарата.

Решение поставленной задачи включает два взаимосвязанных этапа. На первом этапе вместе с определением траектории полета аппарата рассчитывается поле течения и определяются тепловые нагрузки к поверхности. На втором этапе определяются прогрев конструкции аппарата и унос массы теплозащиты, рассчитываются процессы затекания горячего газа во внутреннее пространство СА.

В работе представлены результаты разработки математической модели и соответствующей программы расчета для исследования процессов проникновения горячего газа во внутреннее пространство СА. Результаты расчетов демонстрируются на примере спуска СА в атмосфере Марса для траектории входа с со скоростью 5,810 км/с и углом входа – 11,9°. Траектория полета СА рассчитывалась от точки входа до момента ввода парашютной системы.

Методика расчета и программный комплекс могут быть использованы при решении аналогичных задач, возникающих при движении аппаратов, спускаемых в атмосферах планет.

## **ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ ТЕПЛОВИЗОРЫ — В ПОВСЕДНЕВНУЮ БЕСКОНТАКТНУЮ ДИАГНОСТИКУ НСОТР КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

*Н.Н. Иванов*

*А.Ю. Кочетков*

*В.В. Мартынов*

*С.А. Сыромятников*

*А.Ф. Шабарчин*

*Ivanov\_n\_n@laspace.ru*

*kochetkov@laspace.ru*

*martynov@laspace.ru*

*ssea@laspace.ru*

*shaf@laspace.ru*

АО «НПО Лавочкина»

В современных наземных системах обеспечения температурных режимов космических аппаратов (КА) для регистрации температурных полей работающих приборов, смонтированных на теплосотовых панелях создаваемых КА, используются, наряду с другими средствами измерения, аналоговые термометры типа ТМ 292, ТМ 293, ТМ 294. Используются также, но в небольшом количестве и цифровые датчики. В конструкции аналоговых термометров, надежно работающих в диапазоне температур от минус 196 до плюс 200 °С (25 циклов), одна деталь изготовлена из драгоценного металла, а посему цена каждого термометра немалая, порядка 10000 руб/шт, хотя масса его с небольшим подводящим кабелем 5,7 граммов. Используемые термометры функционально различаются: есть штатные термометры для работы на КА в Космосе, есть термометры технологические, которые после испытаний в контрольно-испытательной станции (КИС) предприятия для КА становятся ненужными, и есть дополнительные термометры, задействованные на тепловой модели КА при тепло-вакуумных испытаниях. Приклеенные в различных точках КА штатные и технологические термометры (количество последних ~15-20 % от общего количества) вместе с проводными кабелями после запуска КА оказываются на орбите, например, на НОО или ГСО. Технологические термометры нередко устанавливаются на КА по просьбе сторонних организаций — разработчиков, например, радио-электронной аппаратуры.

В АО «НПО Лавочкина» на базе штатной платформы разработаны и разрабатываются космические аппараты различного назначения. На всех этих аппаратах исполь-

зуются аналоговые термометры типа ТМ в количестве ~150 штук. В интернет-журнале «Все о Космосе. 07.03.2016» приведены стоимости доставки груза на различные орбиты. Здесь следует попутно заметить, что цена и стоимость — юридически разные термины, в некоторых случаях из-за тождественного понимания этих терминов возникали большие неприятности.

Согласно данному источнику стоимость доставки груза в 1 кг одноразовым носителем Протон-М на низкую околоземную орбиту (НОО) составляет 2826 \$/кг; тогда как аналогичная доставка одноразовым носителем Союз-2.1В на НОО составляет 4603 \$/кг, а на геостационарную орбиту (ГСО) 9006 \$/кг.

Уменьшить стоимость проведения наземной экспериментальной отработки НСОТР возможно, если вместо некоторых технологических термометров использовать измерительный тепловизор. К слову сказать, первые телевизионные системы были созданы в конце 30-х годов XX века.

Напомним, что тепловизионный измерительный прибор (тепловизор, сокращенно ТпВ) — это оптико-электронный прибор пассивного типа, работающий в инфракрасном (ИК) диапазоне спектра излучения и предназначенный для бесконтактного (дистанционного) наблюдения, измерения и регистрации пространственного/ пространственно-временного распределения радиационной температуры объектов, находящихся в поле зрения прибора, путем формирования временной последовательности термограмм и определения температуры поверхности объекта по известным коэффициентам излучения и параметрам съемки (температура окружающей среды, пропускание атмосферы, дистанции наблюдения и т. п.), ГОСТ Р 8.619–2006. В настоящее время разработано и активно используется большое количество ТпВ средневолнового и длинноволнового ИК поддиапазонов. Интенсивно развивается направление по созданию комбинированных и комплексированных приборов, объединяющих несколько каналов приема теплового излучения. Абсолютная погрешность измерений современных измерительных тепловизоров в настоящее время составляет  $\pm 2\%$ . Уменьшится стоимость доставки ракетой-носителем груза на орбиту также и за счет удаления с космического аппарата ненужных технологических термометров с кабелями.

В настоящее время измерительные тепловизоры и термопоинты эффективно и в большом количестве используются на соседних с НПО им. С.А. Лавочкина предприятиях, таких как, например, Исследовательский Центр им. М.В. Келдыша, НПО «Энергомаш» им. акад. В.П. Глушко. На этих предприятиях по окончании эксперимента расчетчики получают термограммы и сравнивают свои расчеты по математическому моделированию с экспериментом. Напомним, что термограмма — это многоэлементное двумерное изображение, каждому элементу которого приписывается цвет, или градация одного цвета, или градация яркости экрана, определяемые в соответствии с условной температурной шкалой. Следует сказать, что на КА и МКС также устанавливается большое количество ракетных двигателей (РД), например, на разгонном блоке, а также микро РД — двигатели ориентации и стабилизации КА.

В АО «НПО Лавочкина» несколько тепловизоров имеются в трех подразделениях, однако постоянно используется этот прибор только в одном из них. В этом подразделении используется методика тепловизионного контроля агрегатов СОТР на этапе наземной экспериментальной отработки и серийного производства. Данный метод позволяет контролировать качество изготовления радиаторов и качество приклейки НЭФ (нагреватель электрический фольговый). В случае приклейки НЭФ бесконтактный тепловизионный метод является единственно возможным в применении. Данный метод дает качественную и количественную картину температурного поля и позволяет выявлять локальные дефекты (места непроклея).

Использование измерительных тепловизоров на этапе экспериментальной отработки и при изготовлении летных образцов космических аппаратов в АО «НПО Ла-

вочкина» позволит отказаться от некоторого количества ненужных технологических термометров и сэкономить бюджетные деньги предприятия. Деньги, как все знают, под забором не валяются. В заключение отметим, что данное сообщение является развитием и продолжением ранее опубликованных работ [1–4].

#### Литература

- [1] Москатынъев И.В., Тулин Д.В., Иванов Н.Н. и др. Экономичная редуционно-эжекторная НСОТР для космических аппаратов //Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 7–14.
- [2] Moskatiniyev I.V., Tulin D.V., Ivanov N.N. et al. Energy-conserving reduction-ejector GTCS for spacecraft //Vestnik «NPO im. S.A. Lavochkina». 2016. No 1. P. 7–14.
- [3] Иванов Н.Н., Шабарчин А.Ф. Жидкостные наземные средства обеспечения температурного режима с использованием термостатов для испытаний автоматических космических аппаратов, отработки их модулей и макетов в НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С.67–77.
- [4] Ivanov N.N., Shabarchin A.F. Thermal control system liquid ground facilities using thermostats for testing of the unmanned spacecraft, verification of their modules and mockups by Lavochkin association //Vestnik «NPO im. S.A. Lavochkina». 2017. No 3. P. 67–77.

## ОСОБЕННОСТИ ОТРАБОТКИ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО МАТЕРИАЛА СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

**А.Ф. Клишин**  
**А.М. Никитин**

ssea@laspace.ru  
ssea@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

Тепловая защита (ТЗ) спускаемого аппарата (СА) автоматической межпланетной станции (АМС) предназначена для обеспечения теплового режима его конструкции в процессе кратковременного ответственного этапа аэродинамического торможения аппарата в атмосфере конкретной планеты (Марса, Венеры, Юпитера и др.), т. е. при реальных параметрах воздействия высокотемпературной плазмы. Теплозащитный материал (ТЗМ) ТЗ должен также сохранять свои исходные физико-механические свойства в течение времени перелета станции по трассе «Земля — планета» при воздействии внешних факторов космического пространства.

Основным элементом конструкции ТЗ спускаемого аппарата является внешнее теплозащитное покрытие (ТЗП), т. е. композиционный неметаллический материал. Имея повышенную термостойкость ТЗП при аэродинамическом торможении аппарата, разрушается послойно, поглощая большую часть тепла подводимого к СА из ударного слоя. Для создания тепловой защиты СА необходимо выполнить комплекс наземных испытаний, по результатам которых из материалов-претендентов выбирается наиболее эффективный штатный материал ТЗП. Он должен удовлетворять многим специфическим требованиям, в том числе по теплозащитным и теплофизическим свойствам, по технологичности нанесения на аппарат (заданных размера и формы) и т. д.

К материалу внешнего ТЗП предъявляются наиболее жесткие эксплуатационные требования, так как он непосредственно подвергается воздействию высокотемпературной плазмы (с температурой торможения  $T_0$  от 5000 до 14000 °С), а когда температура его поверхности  $T_w$  превысит температуру разрушения  $T_{раз}$ , происходит унос материала с определенной интенсивностью (в зависимости от других физических и газодинамических внешних воздействий). Некоторые из этих воздействий могут определять основной механизм уноса материала ТЗП, отличный от термодинамического. Учитывая ограниченные возможности любой плазмотронной установки по реализа-

ции комплекса заданных переменных по времени теплосиловых и внешних воздействий на СА (соответствующих расчетным траекториям входа), испытания материалов-претендентов ТЗП для СА проводят в условиях нескольких плазменных установок на режимах близких к максимальным по уровню прогнозируемых воздействий. Такой подход объясняется получающимися разбросами результатов испытания на разных уникальных плазменных установках (по параметру «скорость уноса материала» ТЗП).

Показано, что в отсутствии возможности проведения предварительных летных испытаний тепловой защиты СА, всегда существуют неопределенности в оценке степени влияния внешних факторов (фактической модели атмосферы планеты, ее состава и двухфазности, реальной динамики спуска СА и т. д.) на особенности и скорость разрушения ТЗП, которые необходимо учитывать при обработке ТЗМ.

## ОЦЕНКА СТОЙКОСТИ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА НА БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКЕ

**А.Ф. Клишин**

ssea@laspace.ru

**С.А. Сыромятников**

ssea@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

В состав ряда автоматических межпланетных станций (АМС) входит спускаемый аппарат (СА), который обычно располагается снаружи и имеет значительные габариты. Такая ситуация наблюдается при сравнении размеров спускаемого аппарата и перелетного модуля (ПМ) изделия «ЭкзоМарс-2016».

Ряд факторов, включая большую продолжительность перелета (~ 8 месяцев) от Земли до Марса и значительную (~ 15 м<sup>2</sup>) площадь внешней поверхности СА (имеющей тепловую защиту), определили высокую вероятность воздействия метеорных частиц на ДМ за время перелета. Последствия такого воздействия могли иметь критический характер. В случае, если критичный элемент или система СА выходит из строя (т. е. теряет работоспособность), то это может привести к аварийной ситуации всего СА на этапе аэродинамического торможения в атмосфере Марса.

Отметим, что система тепловой защиты марсианских СА — многослойная, причем в качестве кандидатов внешнего теплозащитного покрытия (ТЗП) рассматриваются обычно материалы малой плотности ( $\rho \sim 0,4...0,7 \pm 0,15$  г/см<sup>3</sup>). При этом тонкое ( $\delta \sim 10 \pm 5$  мм) однослойное ТЗП спускаемого аппарата из-за воздействия метеороидов может оказаться «критичным элементом», а многослойная тепловая защита — «критичной системой» СА. Итак, от уровня повреждения тепловой защиты (ТЗ) в зоне удара метеорного тела будет зависеть ее работоспособность в последующем, на этапе торможения ДМ в атмосфере.

Поэтому важно было экспериментально на баллистической установке оценить стойкость и степень повреждения образцов тепловой защиты при воздействии имитаторов метеорных частиц (малокалиберных ударников) в диапазоне заданных скоростей  $V_{уд} \sim 1,15...2,5$  км/с. Приводятся результаты испытаний на баллистическом комплексе по оценке стойкости образцов четырех типов тепловой защиты. Отмечаются также особенности разрушения этих образцов в зависимости от начальной их температуры (нормальной или пониженной до минус  $\sim 130 \pm 15$  °С).

## **ОПТИМИЗАЦИЯ РАЗРЯДНОСТИ ОЦИФРОВКИ ТРАЕКТОРНОГО СИГНАЛА ВЫСОКОДЕТАЛЬНОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ**

**В.А. Козлов**

vk020165@gmail.com

ООО «Космос-Коннект»

Современные радиолокаторы с синтезированной апертурой позволяют получать высокодетальные изображения с разрешающей способностью до 0,5 м и лучше. Одним из узких мест высокодетальных РСА является большой объем регистрируемого траекторного сигнала (радиоголограммы), используемого для получения радиолокационного изображения. Особенно актуальной эта проблема является в случае РСА космического базирования с ограниченной пропускной способностью цифровой радиолинии. Как правило, в современных РСА для регистрации оцифрованного траекторного сигнала используется 6–8 двоичных разрядов [1].

В настоящей работе исследуется возможность усечения разрядности АЦП, используемого для формирования траекторного сигнала, вплоть до 1 двоичного разряда. Оценены потери отношения «сигнал/шум», вызываемые малой разрядностью оцифрованного траекторного сигнала, и определены оптимальные значения порогов квантования. Показано, что при оптимальном выборе порогов квантования потери находятся в диапазоне от 2 дБ (для 1-разрядного квантования) до 0,05 дБ (для 4-разрядного квантования) и что неправильный выбор порогов квантования приводит к потерям, аналогичным потерям для 1-разрядного квантования. Приведен алгоритм, позволяющий в режиме реального времени адаптивно менять настройки усиления приемника для поддержания оптимальных значений порогов квантования независимо от яркости подстилающей поверхности.

### **Литература**

- [1] Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования. М.: Радиотехника, 2010.

## **ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ОТРАЖАТЕЛЕЙ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВА ИЗОБРАЖЕНИЯ ВЫСОКОДЕТАЛЬНОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ**

**В.А. Козлов**

vk020165@gmail.com

ООО «Космос-Коннект»

Экспериментальное подтверждение целевых показателей высокодетального радиолокатора с синтезированной апертурой (РСА) является сложной технической задачей. Сегодня, как правило, для этого используются наборы уголковых отражателей [1, 2]. Чтобы получить табличные показатели ЭПР, необходимо обеспечить наведение уголковых отражателей с учетом текущего положения носителя РСА, что может потребовать применения сложных электромеханических систем.

В настоящей работе показана возможность применения для определения радиометрической чувствительности и линейного разрешения РСА цилиндрических отражателей из электропроводящего материала, установленных перпендикулярно плоскости из электропроводящего материала. Такие тестовые объекты не требуют наведения на носитель РСА, а также просты в установке и развертывании. Приведены формулы расчета ЭПР отражателя (на основе формул для ЭПР цилиндра [3]) в зависимости от его линейных характеристик и оценены требования к точности его изготовления, а также приведены примеры радиолокационных изображений таких отражателей.

#### Литература

- [1] Справочник по радиолокации / под ред. Скольника. М.: Техносфера, 2014 г.  
 [2] Радиолокационные системы воздушной разведки, дешифрирование радиолокационных изображений / под ред. Л.А. Школьного. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008.  
 [3] Кобак В.О. Радиолокационные отражатели. М.: Советское радио, 1975.

## РЕСУРСНЫЕ ИСПЫТАНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛИТЕЛЬНОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ

**А.Ю. Колобов**  
**А.А. Вертунов**  
**Е.В. Дикун**

kolobov@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

Одним из показателей долговечности является ресурс аппаратуры. Ресурсные испытания (РИ) бортовой аппаратуры (БА) космических аппаратов (КА) являются обязательным и информативным видом испытаний. РИ проводятся в составе автономных предварительных испытаний БА КА с учетом наработок аппаратуры на других видах испытаний. РИ бортовых систем обычно не проводят из-за сложности их проведения. Ресурс таких систем подтверждают РИ аппаратуры и приборов, входящих в состав бортовой системы.

Ресурсные испытания могут проводиться прямыми методами, ускоренными и форсированными. Высокая стоимость бортовой аппаратуры в большинстве случаев не позволяет проводить РИ на нескольких образцах с целью установления фактических значений наработок на отказ с доведением испытываемого прибора до отказа. Обычно РИ бортовой аппаратуры КА проводят на одном образце после завершения предварительных испытаний в интервале времени  $[0, t_0]$ , где  $t_0$  — величина заданного в техническом задании ресурса.

Нормативная документация для изделий с длительными сроками активного существования (САС) разрешает допускать к летным испытаниям (ЛИ) аппаратуру, прошедшую частично РИ, с обязательным продолжением РИ.

В настоящее время имеются следующие проблемы методического и технического характера при планировании и проведении РИ бортовой аппаратуры космических аппаратов:

1. Высокая стоимость объектов испытаний, что не позволяет получать статистические оценки ресурса.
2. Для аппаратуры с длительными САС невозможно использование прямых методов испытаний.
3. Невозможно при проведении РИ полностью имитировать условия эксплуатации аппаратуры (например, одновременно вакуум и радиацию).

4. В нормативной документации отсутствуют рекомендации по коэффициентам ускорения.

5. В нормативной базе отсутствует единый подход к объему ресурсных испытаний радиоэлектронной бортовой аппаратуры различного назначения. Например, наряду со стандартом, регламентирующим объем ресурсных испытаний бортовой радиоэлектронной аппаратуры, существуют отдельные стандарты для аппаратуры систем управления и бортовой аппаратуры командно-измерительных систем герметичного исполнения. При этом для аппаратуры, входящей в состав систем управления, с ресурсом более 30000 час (3,4 года) объем испытаний составляет 1000 час (41 день), а для радиоэлектронной бортовой аппаратуры, не относящейся к системам управления с ресурсом до 3 лет — до 6100 час (до 254 суток).

В нормативной литературе регламентирован объем ускоренных РИ только для радиоэлектронной БА с САС до трех лет. Для БА с САС более трех лет рекомендуется в дополнение к рекомендованному объему РИ проводить дополнительные испытания, учитывающих специфику испытываемой аппаратуры.

Предлагается при планировании ускоренных РИ бортовой радиоэлектронной аппаратуры КА с САС более трех лет, не относящейся к приборам систем управления проводить РИ по следующей схеме:

1. Провести ускоренные РИ по рекомендованной схеме, подтверждающей ресурс, равный трем годам.

2. Ресурс, превышающий три года, подтверждается 50 % — испытаниями при пониженной температуре на 5 °С меньше минимальной температуры эксплуатации по ТУ, 50 % — испытаниями при повышенной температуре на 5 °С больше максимальной температуры по ТУ.

Принимаем гипотезу о том, что наиболее слабым элементом прибора являются микросхемы и полупроводниковые приборы. В этом случае при расчете коэффициента ускорения можно использовать модель Аррениуса [1].

Для сокращения продолжительности проведения РИ можно также использовать форсирование по току или напряжению [2] или и по току и по напряжению одновременно. Коэффициенты ускорения рассчитываются в соответствии с ГОСТ Р 57394–2017 [2].

#### Литература

[1] Штиллер В. Уравнение Аррениуса и неравновесная кинетика. М.: Мир, 2000. 176 с.

[2] ГОСТ Р 57394–2017. Микросхемы интегральные и приборы полупроводниковые. Методы ускоренных испытаний на безотказность.

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ РАДИАЦИОННОЙ ЗАЩИТЫ КОМПЛЕКСА НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

*Т.Ш. Комбаев*

kombaew@ya.ru

*М.Е. Артемов*

*И.В. Зефиоров*

АО «НПО Лавочкина»

В настоящий момент, согласно государственной программе по импортозамещению, все большее значение приобретает разработка бортовых устройств и приборов КА с использованием отечественной ЭКБ. В свою очередь, данная ЭКБ не всегда соответ-

ствуется условиям эксплуатации в части радиационной стойкости. Это приводит к определенным трудностям при создании универсальных платформ КА. Таким образом, для выполнения космическим аппаратом целевой задачи зачастую возникает необходимость установки дополнительной массовой защиты бортовых приборов в виде конструктивных экранов.

В докладе рассматривается процесс проектирования дополнительной радиационной защиты КНА геостационарного КА для адаптации к радиационным условиям функционирования на высокоэллиптической эволюционирующей орбите.

Расчеты параметров радиационных условий основаны на моделях AE8 и AP8 для электронов и протонов радиационных поясов Земли, динамической модели галактических космических лучей [1] и вероятностной модели солнечных космических лучей [2], также был применен разработанный в АО «НПО им. С.А. Лавочкина» программный комплекс FD\_ORBIT2 [3]. Для расчета локальных поглощенных доз в бортовой аппаратуре КА использовался комплекс программ «LocalDose&SEE» [4] и разработанная трехмерная расчетная модель КА. Для расчета параметров дополнительной массовой защиты вокруг научной аппаратуры КА в программном комплексе «LocalDose&SEE» использовался дополнительный алгоритм, позволяющий визуализировать наиболее критичные направления с точки зрения массовой защиты с помощью лучей с заданным диапазоном отображения массового распределения вокруг ЭКБ. Проектирование радиационной защиты проводилось методом итераций, с последовательным, в ходе расчета, снижением массы защиты для наиболее критичных ЭКБ из состава комплекса научной аппаратуры КА.

#### Литература

- [1] ГОСТ 25645.150–90. Галактические космические лучи. Модель изменения потоков частиц. М.: Госстандарт, 1991. 11 с.
- [2] ГОСТ Р 25645.165–2001. Лучи космические солнечные. Вероятностная модель потоков протонов. М.: Госстандарт, 2001. 12 с.
- [3] Артемов М.Е. Свидетельство о государственной регистрации программ для ЭВМ № 2012618517 «FD\_ORBIT2», 19.09.2012.
- [4] Хамидуллина Н.М., Зефириов И.В. Свидетельство о государственной регистрации программ для ЭВМ № 2008613789 «LocalDose&SEE», 08.08.2008.

## РАЗРАБОТКА РАЦИОНАЛЬНОЙ СХЕМЫ ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ К ЦЕНТРУ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

**И.В. Платов**  
**А.В. Симонов**

aia@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

Доклад посвящен особенностям разработки траекторий полета к центру солнечной системы двух перспективных российских космических аппаратов. Научной целью проекта является исследование околосолнечного пространства с близких расстояний и внеэллиптических наклонений. Плоскости рабочих орбит аппаратов должны быть наклонены в противоположные по отношению к оси вращения Солнца стороны.

В процессе рабочего проектирования выявилась необходимость дополнительной проработки проекта, связанная главным образом с появлением в составе космического комплекса двух космических аппаратов (КА) с соответствующим набором служеб-

ных систем. Одним из пунктов сформированных исходных данных предусматривается использование на каждом КА в составе двигательной установки (ДУ) двухкомпонентных жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРД МТ). Предполагается, что проведение коррекций траектории КА будет обеспечиваться работой четырех двигателей 11Д457Ф, суммарная тяга которых составляет 22 кгс (215,6 Н). Для разгрузки двигателей-маховиков и обеспечения стабилизации и ориентации КА используются двигатели 17Д58ЭФ, тяга каждого составляет 1,27 кгс (12,45 Н). При необходимости они также могут применяться для проведения небольших коррекций траектории, так как вносят меньшую ошибку исполнения маневров. ЖРД МТ, производства НИИМаш (г. Н. Салда), для удобства установки на КА объединены в четыре блока по три двигателя в каждом: два двигателя стабилизации 17Д58ЭФ и один двигатель 11Д457Ф.

Основные требования к формированию целевых орбит сохраняются. КА должны сблизиться с Солнцем до расстояний в 60–80 его радиусов и постепенно наклонять плоскость своей орбиты к плоскости эклиптики, что позволит реализовать новые наблюдения и измерения, необходимые для решения научных задач и достижения основных целей миссии.

Проект должен был быть разработан, исходя из запуска КА с космодрома Байконур с помощью ракеты-носителя «Союз-2» с разгонным блоком «Фрегат». Однако, в связи со значительным увеличением начальной массы КА, как в варианте с комбинированной ДУ, так и в варианте с ЖРД МТ, необходимо использовать средство выведения более тяжелого класса. Срок активного существования аппарата должен превышать семь лет, за который должно быть достигнуто наклонение более 25°.

Разработанная схема полета КА1 предполагает старт в августе 2026 года. Сближение с Солнцем на минимальное расстояние 61,5 радиусов Солнца происходит через 6 лет после старта. После последнего, восьмого, гравитационного маневра через 8,3 года после старта КА достигает гелиоцентрической широты 33,1°. Траектория КА2 предполагает старт в апреле 2028 года. Он также через 6 лет после старта сблизится с Солнцем до примерно такого же расстояния — 63,0 радиусов Солнца. Последующими гравманеврами у Венеры аппарат достигает гелиоцентрической широты 29,1°.

Для реализации представленных схем полета предполагается оснащение КА «химической» ДУ с двигателями малой тяги, что позволит достичь заданных параметров орбиты Солнца и выполнить научную программу перспективного проекта в течение заданного срока активного существования.

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НАНОСТРУКТУР ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОГО КОНТАКТА БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**А.А. Прилуцкий**  
**Е.А. Сидорчук**

Prilutskiy@laspace.ru  
sidorchuk@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

Резкое увеличение мощностей в электронике сделало эффективное удаление тепла критическим вопросом в вопросах хранения энергии, информационной и коммуникационной технологиях. Развитие следующего поколения интегральных микросхем, трехмерных микросборок и высокоскоростных средств связи, с высокой плотностью энергии, сделало управление тепловыми потоками чрезвычайно сложным процессом [1]. Эффективное удаление тепла стало критическим вопросом для надежного использования электронных модемов, оптоэлектроники, оптических приборов и ра-

диолокационных систем. Материалы теплового интерфейса располагаемые между источником тепла и теплоотводящем основанием являются существенной частью управления теплом.

Особое внимание необходимо уделять бортовой аппаратуре с высоким энергопотреблением эксплуатируемой в условиях космоса. В этом случае предъявляются повышенные требования к эффективности отвода тепла от «горячих» зон. Зачастую, использование монтажных оснований с высокой теплопроводностью и тепловых труб не позволяет решить эту проблему с должной эффективностью, поскольку необходимо преодолеть тепловое сопротивление механического контакта (сопротивление Капицы) между нагретым телом и теплоотводящим элементом. Использование графитовых прокладок и тепловых паст (стандартные пути решения этой задачи) только отчасти решают эту проблему, но эффективность этих подходов зачастую недостаточна для поддержания требуемого теплового режима аппаратуры.

Одним из перспективных способов решения этой проблемы является построение наноструктур в зоне теплового контакта, обеспечивающих возможность комплексного теплообмена между двумя телами (кондуктивный, лучистый, баллистический и фононный перенос тепловой энергии). Такие структуры создают в зоне теплового контакта слой, обладающий анизотропной теплопроводностью — теплопроводность в направлении перпендикулярном контактной поверхности может отличаться от теплопроводности вдоль поверхности на несколько порядков. Ранее делались попытки использовать наноматериалы с высокой теплопроводностью, например, углеродные нанотрубки, в качестве интерфейсного материала, но это не привело к их практическому применению из-за слабого теплового контакта между нанотрубками и базой и очень высокой стоимостью производства [2].

Для оценки эффективности такого подхода создана компьютерная модель, позволяющая проводить расчет тепловых потоков между двумя тестовыми поверхностями с учетом всех типов теплообмена. При расчете теплового потока, обусловленного фононным переносом энергии, использована модель Бозе, представляющая совокупность фононов как фононный газ. Полученные результаты демонстрируют положительное влияние на тепловой контакт наноструктурных образований с заданными свойствами.

Проведен анализ мировых тенденций в этой области. Некоторые из рассмотренных методов снижения сопротивления Капицы представляют практический интерес, демонстрируя, наряду с функциональной эффективностью, технологичность и невысокую себестоимость производства [3]. Рассмотрены возможности использования в бортовой аппаратуре новых подходов повышения теплопроводности контакта двух тел.

#### Литература

- [1] Garimella S.V., Fleischer A.S., Murthy J.Y. et al. // IEEE Trans. Compon. Packag. Technol. 2008. Vol. 31. P. 801–815.
- [2] Khan M.F. Shahil, Balandin A.A. Graphene–Multilayer Graphene Nanocomposites as Highly Efficient Thermal Interface Materials // Nano Letters. 2012. Vol 12. P. 861–867.
- [3] Felba J. Thermally conductive nanocomposites. In Nano-Bio-Electronic, Photonic and MEMS Packaging; Wong C.P., Moon K.-S., Li Y. // Springer Science: New York, 2010. P. 277–314.

## **РАЗРАБОТКА СХЕМЫ ПОЛЕТА ПЕРСПЕКТИВНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА И ЕГО СПУТНИКОВ**

**А.В. Симонов**

alex.simonov@laspace.ru

**В.Г. Поля**

**А.Л. Воробьев**

**Е.С. Корчак**

**М.А. Кузнецова**

АО «НПО Лавочкина»

Доклад посвящен разработке баллистической схемы полета перспективного космического аппарата, предназначенного для исследования Марса и его спутников дистанционными и контактными методами. Также экспедиция предполагает посадку на Фобос с последующей доставкой его вещества на Землю.

Несмотря на то, что проект «Фобос-грунт» завершился неудачно, Совет по Космосу Академии наук России решил, что исследование спутника Марса, предполагавшееся в рамках этого проекта, необходимо продолжать. Доводы, основанные на научной и общей значимости этих исследований, достаточно многочисленны, но вкратце их все можно свести к следующим:

– доставка образцов грунта Фобоса по-прежнему должна быть необходимым этапом проведения последовательных миссий, завершающихся доставкой образцов вещества с Марса и выполнением дальнейших контактных исследований небесных тел солнечной системы;

– актуальность и научная значимость планируемого отечественного проекта по исследованию планетной системы Марса как миссии, до сих пор еще не имеющей зарубежных аналогов, будет сохраняться и далее в течение текущего десятилетия;

– доступ научного сообщества к уникальному материалу, образцам грунта с Фобоса, еще долго будет являться источником важных открытий точно также, как и доставленные на Землю четыре десятилетия назад образцы лунного грунта до сих пор изучаются специалистами и продолжают приносить ценную информацию о происхождении и эволюции небесных тел Солнечной Системы.

Рассматривается старт космического аппарата с Земли в диапазоне 2026–2035 гг. Выведение КА на траекторию перелета к Марсу выполняется с помощью РН и РБ тяжелого класса. В качестве основного варианта средства выведения рассматривается РН «Ангара-А5» с РБ «КВТК». Приведены основные баллистические характеристики функционирования КА на межпланетных и околосолнечном этапах.

## **КОНЦЕПЦИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО ГАММА-ТЕЛЕСКОПА НА БАЗЕ ФОРМАТА CUBESAT**

**О.В. Тон**

olgaton@gmail.com

**В.П. Макаров**

АО «НПО Лавочкина»

Исследование гамма-излучения в средних энергиях крайне важно, так как оно несет важную информацию о составе, процессах и эволюции источников такого излучения

и межзвездной среды. Гамма — излучение обладает высокой проникающей способностью, соответственно, мы можем получить информацию от удаленных областей Вселенной.

С помощью гамма-астрономии в диапазоне 1...50 МэВ можно исследовать разнообразные источники: гамма всплески (от единиц кэВ до МэВ-ных энергий), гамма излучение от TGF (Terrestrial Gamma-flash) в которых энергия фотонов выше 100 кэВ, блазары — активные ядра галактик, так называемые «МэВ-ные блазары», изучение остатков сверхновых для лучшего понимания динамики процесса взрыва и создания химических элементов, пульсары, гамма — излучение Солнца.

Среди существующих проектов в области энергии единиц и десятков МэВ можно отметить пионеров среди экспериментов: Comptel и Rhessi. На данный момент специалистами NASA разрабатывается проект AMEGO — гамма обсерватория в диапазоне ~ 10 МэВ. Проект MEGA (Medium Energy Gamma — ray Astronomy) работает в диапазоне энергий 0,4...50 МэВ. На данный момент проект создан, откалиброван и готовится к запуску.

Сегодня происходит широкое развитие спутников формата cubesat, в том числе и для научных целей. Огромным преимуществом спутников cubesat перед большими прототипами является то, что затраты и технологии изготовления на производство спутника уменьшаются, следовательно значительно уменьшается время разработки спутника. Не смотря на то, что характеристики спутника cubesat будут несколько хуже по сравнению с большими прототипами, применение данных технологий необходимо для тестирования и отработки концепции.

Для гамма астрономии, на сегодняшний день, существует проект cubesat — спутника гамма телескопа (диапазон ~ 1 МэВ), разработанный командой ученых во главе с Джулио Луккеттой из университета Падуи, Италия [1]. Данная обсерватория способна обнаруживать гамма-лучи от 100 КэВ до нескольких МэВ.

Предлагаемая мною концепция космического гамма-телескопа на базе класса cubesat состоит из научной аппаратуры и систем спутника. Состав научной аппаратуры гамма телескопа зависит от энергии регистрации. Данный вид телескопа (энергия ~ 50 МэВ) работает на механизме комптоновского рассеяния. Для телескопов, работающих на комптоновском рассеянии, как правило, используют: позиционно-чувствительный трековый детектор и калориметр. У телескопа также имеется антисовпадающая система.

Антисовпадающая система закрывает трекер сверху и с боковых сторон. Она предназначена для выделения заряженных частиц и запрета регистрации таких событий. Трекер предназначен для рассеяния первичных фотонов и дальнейшей регистрации электронов отдачи, а также для определения направления рассеянного фотона. Калориметр предназначен для измерения энергии.

Рассматривается использование кремниевых фотоумножителей (SiPM). Данные фотоумножители имеют малое энергопотребление (~ 1 мВт), слабую чувствительность к магнитным полям, компактность, малый вес.

На данном этапе имеется концепция с составом научной аппаратуры. В дальнейшем планируется провести моделирование телескопа в среде GEANT4 для определения характеристик гамма-телескопа, таких, как: эффективность, энергетическое разрешение, угловое разрешение, эффективная площадь. Исходя из полученных характеристик, будет выбран оптимальный вариант геометрии прибора и расположение систем телескопа друг относительно друга.

Для астрофизических исследований важно получить данные: о галактических, космологических объектах для понимания событий, которые происходили во Вселенной, когда зарождались звезды и галактики. Детальное изучение астрофизических источников, возможно, с использованием гамма диапазона МэВ-ной энергии.

Литература

- [1] Giulio Lucchetta et al. Scientific Performance of a Nano-satellite MeV Telescope // The Astronomical Journal. 2017. DOI: 10.3847/1538-3881/aa6a1b

## **МОДЕЛИРОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКИХ РАДИОЛОКАТОРОВ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ ПРИ ПОМОЩИ ЭВМ**

**В.А. Чиков**  
**А.С. Волченков**  
**А.С. Петров**  
**А.А. Прилуцкий**

chvva\_@mail.ru  
leftbox12@mail.ru  
as-petr@yandex.ru  
niidar2011@yandex.ru

АО «НПО Лавочкина»

На основе материалов, изложенных в монографиях [1, 2] и в статье [3], разработана методика расчета базовых параметров космических радиолокаторов с синтезированной апертурой (РСА). В качестве исходных данных выступают высота полета космического аппарата (КА), требуемые ширина полосы захвата земной поверхности и пространственное разрешение по двум ортогональным координатам.

На выбор параметров космического РСА, работающего в импульсном режиме, накладываемое множество ограничений [2]. При проведении анализа за основу было выбрано два из них. Первое вытекает из необходимости обеспечения однозначного приема сигнала, отраженного от земной поверхности в угломестной полосе захвата земной поверхности главным лепестком диаграммы направленности антенны по уровню мощности 3 дБ. Второе ограничение накладывает уравнение, определяющим энергетический потенциал системы.

По результатам анализа выдаются зависимости следующих параметров локатора от угла визирования центра наблюдаемой области: периода повторения импульсов передатчика, их скважности и мощности; длительности импульсов передатчика и стробов, открывающих вход приемного устройства; времени синтеза апертуры, за которое достигается требуемое значение пространственного разрешения; радиометрического разрешения; скорости информационных потоков, с которыми формируется радиолограмма изображения местности; размеры апертуры антенны; текущие значения полосы захвата по наклонной дальности и в азимутальной плоскости. Кроме того, формируются профили радиометрической чувствительности.

Методика расчета состоит в выполнении следующей последовательности операций. Вначале при заданной высоте полета и угле наклона орбиты к плоскости экватора в зафиксированный момент времени рассчитываются значения скорости полета КА относительно точки наблюдения на земной поверхности и скорости изменения доплеровской частоты. Затем при выбранном значении продольного разрешения рассчитывается период повторения импульсов передатчика и время синтеза апертуры. По заданным значениям полосы захвата земной поверхности и угла падения волны определяется полоса захвата по наклонной дальности. Затем с использованием первого ограничения на параметры РСА определяется минимально допустимое значение скважности импульсов передатчика. При этом полагается, что защитный интервал времени между импульсами передатчика и стробами импульсов, открывающих вход приемника, выбран заранее. После этого рассчитываются временные параметры, определяющие частоту повторения импульсов передатчика, их длительность и дли-

тельность строба, открывающего вход приемника, а также размеры апертуры антенны, ее площадь и расстояние от надира до точки наблюдения. Наконец, с использованием второго ограничения на параметры РСА оценивается минимально необходимый уровень импульсной мощности передатчика при заданных требованиях, предъявляемых к радиометрической чувствительности и значениях таких параметров, как шумовая температура приемника, присчитанная к его входу, и суммарный уровень диссипативных потерь в системе.

Методика реализована на персональной ЭВМ в среде C++. В левой части главного меню программы имеется вкладка, в которую вносятся значения 27 входных параметров, а в правой части представлены 9 графических окон, в которых отображаются зависимости основных параметров РСА от угла визирования центра наблюдаемой области.

Разработанная методика компьютерного моделирования позволяет быстро, удобно и с хорошей точностью проводить системотехническую оценку основных характеристик РСА путем выбора наиболее предпочтительные варианты комбинаций базовых параметров аппаратуры, определяющих ее облик.

#### Литература

- [1] Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора. М.: Радиотехника, 2010. 680 с.
- [2] Груздов В.В., Колковский Ю.В., Криштопов А.В., Кудря А.И. Новые технологии дистанционного зондирования Земли из космоса. М.: Техносфера. 2018. 482 с.
- [3] Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.А. Анализ зависимости параметров космического радиолокатора с синтезированной апертурой от режима его работы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 55–63.

## К ВОПРОСУ О ВЛИЯНИИ ЭВТИ-ПОКРЫТИЯ РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ-МТ» НА СИЛОВОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ НА НЕГО СТРУЙ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАПУСКА

**С.И. Шматов**

shmatov\_si@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

При работе двигателей малой тяги системы обеспечения запуска (ДМТ СОЗ) возникают возмущающие силы и моменты, вызванные попаданием струй двигателей на элементы конструкции разгонного блока «ФРЕГАТ-МТ» (РБФ). При этом при расчетах указанных силовых воздействий, как правило, используются идеальные геометрические и физические модели внешних поверхностей РБФ, не учитывающие ряд факторов, которые могут существенно изменить силовые и моментные характеристики указанных воздействий. Одним из таких факторов является экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ), покрывающая значительную часть поверхности РБФ.

В данной работе приводится сравнение результатов расчетов силового воздействия струй ДМТ СОЗ на элементы конструкции РБФ при выведении на целевую орбиту КА «Галилео» для двух вариантов задания геометрии РБФ и двух положений центра масс конструкции.

В первом варианте РБФ задается без учета ЭВТИ-покрытия соответствующих участков его поверхности.

Во втором варианте сделана эвристическая попытка учета ЭВТИ-покрытия РБФ, исходя из информации, представленной на фотографиях соответствующих участков

его поверхности. При этом расчет проводился в невязком приближении, а форма ЭВТИ-покрытия принималась жесткой, то есть не зависящей от газодинамического воздействия струй двигателей.

Представленные в работе сравнения показывают, что учет ЭВТИ-покрытия приводит к существенному увеличению абсолютных значений силовых и моментных характеристик воздействия на элементы конструкции, находящиеся в зоне течения продуктов работы ДМТ СОЗ.

Поэтому, несмотря на оценочный характер, обусловленный невязким приближением и отсутствием учета возможных изменений формы ЭВТИ-покрытия в газовом потоке, представленные результаты свидетельствует о необходимости такого рода исследований на более высоком уровне для более качественного проектирования и эксплуатации космических аппаратов.



## ПРОИЗВОДСТВО КОНСТРУКЦИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

### ТЕХНОЛОГИЯ НАМОТКИ УГЛЕПЛАСТИКОВЫХ ОБШИВОК СОТОВЫХ ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**В.А. Романенков**<sup>1</sup>

vladimir.romanenkov@rsce.ru

**А.И. Алямовский**<sup>2</sup>

**В.А. Тарасов**<sup>3</sup>

tarasov@sm.bmstu.ru

**М.А. Комков**<sup>3</sup>

**Е.Н. Мамьянова**<sup>1</sup>

**М.Ю. Карпова**<sup>1</sup>

**М.Р. Гуськова**<sup>1</sup>

<sup>1</sup> ЗАО «ЗЭМ» РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

<sup>2</sup> ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

<sup>3</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрены технологические способы изготовления супертонких обшивок сотовых панелей из композиционных материалов с заданным уровнем физико-механических и электрофизических свойств. Показана возможность изготовления методом «сухой» намотки на плоскую оправку ортогонально армированных листов на основе высококомодульного углеродного жгута и эпоксисульфонового пленочного связующего. Определены технологические режимы намотки и формования, технология внедрена в производство*

Практика последних лет показывает растущую потребность в многофункциональных автоматических космических аппаратах для спутниковых систем телекоммуникации и зондирования Земли. Подобные аппараты в подавляющем большинстве случаев базируются на конструктивных платформах, создаваемых на основе крупногабаритных сотовых панелей из композиционных материалов (КМ) в связи с возможностью получения высокого весового совершенства данных конструкций. В частности, системы энергообеспечения спутников включают солнечные батареи (СБ), состоящие из 8 — 10 сотовых панелей, покрытых фотоэлектрическими преобразователями, суммарная площадь поверхности которых составляет несколько десятков квадратных метров.

Основными требованиями, предъявляемыми к конструкции панелей, являются высокие удельные параметры жесткости, прочности, а также электрического сопротивления поверхности и минимальные значения отклонений от плоскостности. Проведенный анализ различных конструктивных схем показал наибольшую весовую эффективность панелей в виде многослойной конструкции, состоящей из тонких углепластиковых обшивок, склеенных с ячеистым наполнителем. На наружные поверхности обшивок нанесено электроизоляционное покрытие в виде полиимидной пленки с высоким удельным электрическим сопротивлением. Для производства подобных обшивок разработана специальная технология, позволяющая не только формовать обшивки, но и одновременно наносить электроизоляционное покрытие.

При анализе существующих способов изготовления обшивок, проведенном с помощью методики [1], выбор был сделан в пользу волоконной технологии [2], но с принципиальным отличием, состоящем в применении не термопластичного, а термо-

реактивного пленочного связующего. Новая технология создавалась также с учетом особенностей намотки [3] на поверхности бесконечной кривизны и несимметричных схем армирования КМ.

В результате проведенных исследований и экспериментов была разработана технология, суть которой состоит в предварительной укладке и закреплении на поверхности формообразующего листа, имеющего минимальную неплоскостность, антиадгезионного покрытия, слоя материала с известным удельным электрическим сопротивлением и слоя полимерного связующего в виде тонкой пленки.

Далее подготовленный многослойный пакет устанавливается в спецприспособление и с помощью намоточного станка производится ортогональная намотка углеродного жгута.

Выбором марки жгута и изменением шага намотки определяются физико-механические свойства композиционного материала. Степень армирования также может изменяться с применением пленочного связующего различной толщины. В соответствии с рекомендациями [4] после намотки производится горячее формование под давлением по режиму отверждения связующего.

По данной технологии изготовлены сетчатые углепластиковые обшивки панелей СБ спутников связи из высокомодульного углеродного жгута Кулон-П и пленочного связующего ВК36-РТ160 со следующими физико-механическими и электрическими параметрами:

- минимальное усилие разрушения при растяжении — min 90 кгс;
- толщина 0,22...0,25 мм;
- удельное электрическое сопротивление при напряжении 500 В и влажности 80 % — 20 МОм;
- отклонение от плоскостности не выше 0,05 мм.

#### Литература

- [1]. Тарасов В.А. Методы анализа в технологии машиностроения. Аналитическое моделирование динамических процессов обработки материалов. –М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1996. 187с.
- [2]. Волоконная технология переработки термопластичных композиционных материалов / Г.С. Головин, В.А. Гончаренко, В.П. Дмитриенко и др. Под ред. Г.С. Головкина. М.: Изд-во МАИ, 1993, 232 с.
- [3]. Технология намотки композитных конструкций / М.А. Комков, В.А. Тарасов. Москва, изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011, 431 с.
- [4]. Беляков Е.В., Тарасов В.А. Динамика уплотнения композиционного материала при горячем прессовании. /Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2011. № 12. С. 53-57.

## ТЕХНОЛОГИЯ АНАЛИТИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ НЕПЛОСКОСТНОСТИ СОТОВЫХ ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**В.А. Романенков**<sup>1</sup>

vladimir.romanenkov@rsce.ru

**А.И. Алямовский**<sup>2</sup>

rsce405@yandex.ru

**В.Б. Тихонов**<sup>1</sup>

**Е.Н. Мамьянова**<sup>1</sup>

**С.И. Лукашина**<sup>1</sup>

**В.А. Тарасов**<sup>3</sup>

tarasov@sm.bmstu.ru

**Р.В. Боярская**<sup>3</sup>

<sup>1</sup> ЗАО «ЗЭМ» РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

<sup>2</sup> ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

<sup>3</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Созданный способ контроля плоскостности панелей солнечных батарей позволяет аналитически проводить построение контролируемой и прилегающей плоскостей и вычислять величину неплоскостности в отличие от существующих способов, основанных на физическом построении с помощью различных устройств плоскостей сравнения и измерений расстояния от данной плоскости до контролируемой.*

Системы энергоснабжения космических транспортных кораблей, орбитальных станций, телекоммуникационных спутников и других аппаратов, создаются на принципе использования солнечной энергии, преобразуемой в электрическую с помощью солнечных батарей (СБ). Основу или каркас СБ составляют, как правило, сотовые панели, на поверхности которых крепятся фотоэлектрические преобразователи (ФЭП) с помощью клеевых композиций. Для обеспечения прочной и долговременной фиксации ФЭП требуется высокая точность изготовления склеиваемых поверхностей и минимальные зазоры между сопрягаемыми поверхностями. Следовательно, необходимы и высокоточные средства и методики измерений отклонений от плоскостности.

Действующий стандарт рекомендует определять отклонение от плоскостности как расстояние до измеряемой поверхности от прилегающей плоскости, которая соприкасается с объектом контроля, но расположена вне материальных точек этого объекта. Применение на практике такого подхода является невыполнимой задачей, особенно для крупногабаритных объектов, к которым относятся панели СБ. В связи с этим разработка нового способа контроля неплоскостности панелей солнечных батарей является актуальной задачей.

В данной работе предлагается методика определения отклонений от плоскостности путем измерения координат точек объекта контроля, математического определения положения прилегающей плоскости. Величиной отклонения от плоскостности в предложенном методе является наибольшее расстояние от контрольной плоскости до прилегающей плоскости.

На основании выполненных исследований разработана технология контроля, предусматривающая получение данных для построения контролируемой поверхности путем проведения измерений и получения координат материальных точек, принадлежащих реальной контролируемой поверхности с помощью измерительного устройства, включающего поверочную плиту, подвижные стойки, каретку, индикаторную головку. Обработка результатов измерений производится по программе на ПЭВМ с визуализацией результатов измерений.

Разработанная технология позволяет контролировать отклонения от плоскостности с разрешением 0,15 мм на панелях с габаритными размерами до 2200 × 3000 мм с.

Технология внедрена в производство СБ спутниковых систем.

## **ОСОБЕННОСТИ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАЗРУШЕНИЯ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ РАЗНЫХ МАТЕРИАЛОВ ПОД ДЕЙСТВИЕМ ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ГИДРОАБРАЗИВНОЙ СТРУИ**

**В.И. Колпаков**

kolpakov54@mail.ru

**А.А. Илюхина**

ilanna\_a@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В настоящей работе рассмотрены особенности математического моделирования технологий с использованием высокоскоростной гидроабразивной струи. На примере численного решения двумерной осесимметричной задачи прошивки отверстий гидроабразивной струей конструкций из различных материалов разработана физико-математическая модель процесса, базирующаяся на уравнении состояния гидроабразивной суспензии и критериальных зависимостях, описывающих разрушение обрабатываемого материала.*

В настоящее время технологии гидроабразивной обработки находят широкое применение как в машиностроительных, так и в других отраслях промышленности. Появляются новые возможности их применения, в частности, для решения прикладных задач освоения пространств мирового океана. В этом плане интерес представляет развитие данных технологий в целях добычи полезных ископаемых с использованием высокоскоростной струи жидкости; обслуживания все возрастающего количества техногенноопасных объектов, например, газопроводов; решения специальных задач по линии МЧС РФ.

Одной из таких технологий является технология гидроабразивной резки (ГАР), реализующая разделение элементов конструкций из различных материалов, включая их размерную обработку, например, под сварку. В связи со сложностью и высокой стоимостью проведения экспериментальных исследований, направленных на изучения этого процесса, а также вследствие разнообразия условий реализации ГАР (различная глубина проведения работ и широкий спектр обрабатываемых материалов), существует необходимость развития методов математического моделирования данного процесса в целях его адаптации под конкретные условия работы. Путем предварительного математического моделирования процесса можно оптимизировать параметры системы подачи гидроабразивной суспензии, в частности процентное содержание абразива в суспензии и давление в гидросистеме, и геометрические параметры струеформирующего тракта.

В настоящей работе на примере численного решения двумерной осесимметричной задачи прошивки отверстий гидроабразивной струей в деталях из различных материалов разработана физико-математическая модель процесса, базирующаяся на уравнении состояния гидроабразивной суспензии и критериальных зависимостях, описывающих разрушение обрабатываемого материала. Выявлено влияние кинематических параметров гидроабразивной струи и физико-механических параметров обрабатываемого материала на характер протекания процесса.

## **АНАЛИЗ СОВРЕМЕННЫХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ АВТОМАТИЗАЦИИ КЛЕПКИ ПРИ СБОРКЕ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

**М.В. Ковалевич**  
**Е.С. Шемонаева**

kovalevich\_mv@mail.ru  
shemonaevaes@mati.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

*В работе проводится анализ современных технологий автоматизации клепальных работ и применяемые решения по автоматизации процессов и их роботизации. Исследуются пути автоматизации сверлильно-клепальных работ в производстве ракетно-космической техники.*

При сборке элементов конструкции сухих отсеков ракет-носителей, как правило, применяются различные заклепочные соединения. Сухие отсеки ракет-носителей, в основном, имеют простую геометрическую форму и большие габариты. Перечисленные факторы, не смотря на малые объемы выпуска, создают хорошие предпосылки для автоматизации сверлильно-клепальных работ.

Кроме того, в настоящее время в авиастроении автоматическая клепка уже достаточно широко применяется. В связи с этим, а также с учетом современных тенденций по повышению производительности отечественных предприятий, разработка и внедрение методов перехода к автоматизации сверлильно-клепальных работ в ракетостроении является актуальной задачей.

В современном производстве применяются три основных способа автоматизации сверлильно-клепальных работ.

1. Классическая автоматизация, когда клепальный автомат имеет жесткую автоматизацию. При таком способе устройство позиционирования установлено стационарно и является составной частью оборудования.

Современные клепальные автоматы обладают максимальной производительностью по сравнению с другими способами автоматизации, но отличаются высокой ценой. Кроме того, оборудование предназначено для решения только одного типа задач, полностью отсутствует гибкость систем.

Лидерами в производстве таких автоматов являются компании Broetje-Automation, Gemcor, Ledoux.

2. Гибкая автоматизация на базе клепального автомата с С-образной станиной.

Непосредственно выполнение соединений осуществляет клепальный автомат, который может работать как в автоматическом режиме, так и в полуавтоматическом с ручным позиционированием. В автоматическом режиме позиционирование предварительно собранной в специальной раме (так называемой палете) сборочной единицы осуществляется промышленным роботом. При габаритах изделия больше 2,5-3 метров позиционирование осуществляется парой роботов, имеющих возможность перемещения вдоль продольной оси изделия.

Данный способ обладает меньшей производительностью, чем клепальные автоматы с жесткой автоматизацией, но он требует меньших капитальных вложений, а так же обладает определенной гибкостью: роботы могут быть переориентированы на решение других задач.

В настоящее время технология реализована на базе клепальных автоматов Gemcor с позиционированием роботами компании Fanuc и на базе автоматов Ledoux с роботами компании Kuka.

3. Гибкая автоматизация на базе промышленных роботов.

Данный способ автоматизации клепки основан на применении только промышленных роботов и может использоваться:

- для установки односторонних заклепок (заклепок с сердечником);
- для ударной клепки;
- для прессовой клепки.

Автоматическое выполнение соединений осуществляется роботом (в случае применения одностороннего крепежа) или парой роботов для двустороннего крепежа. Основой системы является многофункциональная клепальная головка, которая выполняет функции сверления и зенкования, нанесения герметика, выполнения соединения и контроля.

Этот способ характеризуется наименьшей производительностью, но в то же время отличается максимальной гибкостью процесса. Кроме того, клепка роботами без клепального автомата может применяться не только для сборки панелей и условно-плоских узлов, но и для агрегатной сборки.

Лидером в этой области является компания Кука, в активе которой имеется ряд реализованных проектов. Другие компании так же осваивают эту область авиационно-космического рынка. Например, компания Fanuc разработала свою многофункциональную клепальную головку для односторонней клепки.

Из проведенного анализа способов автоматизации сверлильно-клепальных работ видно, что для ракетно-космической промышленности оптимальной является схема автоматизации клепки на базе клепального автомата с С-образной станиной с позиционированием роботами. Такая схема обладает высокой производительностью, имеет возможность гибкой переналадки под различную номенклатуру изделий (различные сухие отсеки), а также возможность перенастройки под другие задачи (переход с отсеков на узлы, например, шпангоуты, окантовки, рамы и т. п.). Применение такого способа автоматизации является эффективным и с экономической точки зрения, поскольку не требует чрезмерных капитальных вложений, что важно при малых программах выпуска.

## **АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТРЕХСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЙ С ЯЧЕЙСТАМ ЗАПОЛНИТЕЛЕМ ДЛЯ МИКРОМЕТЕОРНОЙ ЗАЩИТЫ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ**

**А.Е. Волхонский**  
**Д.В. Плющakov**

volkhonsk@mail.ru  
denis-pv.tpela@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

*Предметом исследования является конструкция для микрометеорной защиты (ММЗ) топливных баков орбитальных станций. Поставлена задача создать конструкцию повышенной прочности без повышения общей массы изделия. Предлагается использовать трехслойную ячейстую панель из титанового сплава, наполнитель которой предлагается изготавливать в виде полуфабриката имеющего ортогонально направленные полые конические ячейки, соединяемые с листами обшивки сваркой.*

Во время функционирования орбитальные станции подвергаются воздействию различных вредных факторов космической среды. ММЗ предназначена для защиты критичных элементов конструкции орбитальных станций от пробоя микрометеорными и техногенными частицами.

В настоящее время конструкция ММЗ представляет собой экраны металлических или алюминиевых панелей, соединяемых клеем, и стальных сеток с элементами крепления к корпусу модуля. Состав и толщина пакета зависит от вероятности поражения частицей определенной зоны. Вероятность непробоя ММЗ орбитальной станции во время пребывания в среде микрометеоритов и космического мусора в течение 15 лет с момента запуска должна составлять не менее 0,979 [1].

Среди элементов конструкции орбитальных станций, подвергшихся воздействию различных техногенных частиц, могут быть и емкости под давлением (топливные баки, шаробаллоны наддува и пр.). Последствия такого воздействия на прочность емкостей до сих пор не изучены и могут быть весьма критичны.

Проведенные ранее баллистические эксперименты, с целью выявления влияния старения полимерного клея в составе алюминиевых сотовых панелей защитных экранов в результате имитации воздействия радиационных поясов Земли на баллистические характеристики зон ММЗ на примере ФГБ — модуля международной космической станции (МКС) в диапазоне скоростей соударения до 7 км/с, выявили, что увеличение летучести клея сотовых конструкций может приводить уже на скоростях около 7 км/с к его испарению и образованию газового плазменного потока сопутствующего облаку осколков ударяющей частицы и осколков, возникших в результате разрушения защитных преград, что приводит к снижению баллистических свойств зоны [2].

В связи с этим для ММЗ топливных баков орбитальных станций целесообразно будет использовать трехслойную панель из титанового сплава, заполненной которой предлагается изготавливать в виде полуфабриката имеющего ортогонально направленные полые конические ячейки, соединяемые с листами обшивки сваркой. В таком типе конструкции отсутствует клей, чьи свойства в космических условиях при длительной эксплуатации показали себя не с лучшей стороны.

Разработано ТЗ и проведены предварительные конструктивно-технологические расчеты образцов трехслойных панелей с наполнителем в виде усеченных конусов. Соединение наполнителя и листов обшивки предполагается выполнять методами ультразвуковой или лазерной сварки.

Для анализа напряженного состояния трехслойной панели с ячеистым наполнителем рассмотрены три схемы наполнителя, отличающиеся расположением ячеек. Анализ выполнен с помощью системы МКЭ ДИАНА, разработанной специалистами ПАО А.Н. Туполева, которая позволяет анализировать статическую и динамическую прочность, устойчивость и температурные поля, механику разрушения различных конструкций. Определено напряженно-деформированное состояние наполнителя и обшивки, рассчитаны максимальные значения перемещений и напряжений различных образцов панелей, изготовленных из сплавов ОТ4 и ВТ20.

Предлагаемая конструкция будет иметь определенные преимущества перед алюминиевыми конструкциями. Она способна выдерживать большие температурные перепады, обладает высокой устойчивостью к испарению в вакууме, обладает повышенной стойкостью к удару.

С целью возможности применения данных конструкций для ММЗ предполагается провести работу по изготовлению образцов для испытаний, провести испытания или смоделировать процесс с целью определения наиболее рациональных геометрических параметров предлагаемой конструкции, и сравнить их с характеристиками конструкций, имеющих сотовые и гофровые (складчатые) наполнители. Также предлагается использовать в панели специальный наполнитель в качестве гасителя энергии удара.

#### Литература

- [1] Ребеко А.Г. Защита людей и космических аппаратов в космосе. Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. № 5. С. 1–20.

- [2] Зинченко Л.В., Романченков В.П., Пилюгин Н.Н., Ермолаев И.К. Инженерные зависимости для расчета параметров воздействия осколочно-метеоритных частиц на экранную защиту элементов космических аппаратов // Ракетные двигатели и проблемы освоения космического пространства. Сер. Космический вызов XXI века. Т. 1. М.: Торус-Пресс, 2005. С. 368–376.

## СПОСОБ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ ТИПА СТАКАН С ШИРОКИМ ФЛАНЦЕМ

**А.С. Чумадин**  
**Е.С. Шемонаева**

chumadinas@mati.ru  
shemonaevaes@mati.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

*В работе предлагается новый способ изготовления деталей типа стакан с широким фланцем. Используется процесс токарно-давилной обработки. Представлены результаты экспериментальных исследований.*

Пустотелые детали типа стакан с широким фланцем широко используются в машиностроении. Обычно их изготавливают вытяжкой или формовкой [1, 2]. В первом случае недостатком технологии является многопереходность обработки и, как следствие, несколько вытяжных штампов, а во втором — происходит снижение качества изделия из-за чрезмерного утонения стенок получаемого стаканчика.

В работе рассматривается альтернативный способ изготовления подобных деталей, который во многом исключает отмеченные выше недостатки известных решений.

Новый способ предполагает использование процесса токарно-давилной обработки [3], который можно было бы назвать процессом ротационного обжима полый листовой заготовки. Способ реализуется за две операции следующим образом.

На первом этапе получают специальную заготовку в форме выштамповки (полости, углубления) в листовой заготовке в зоне широкого фланца получаемой детали. Выштамповка может быть получена различными способами: формовкой, вытяжкой или ротационной вытяжкой.

На втором этапе осуществляют ротационный обжим заготовки в зоне выштамповки. Заготовку прижимают по периферии к плоской вращающейся оправке, а давилный ролик подают от периферии к центру получаемой детали с зазором относительно оправки равным примерно толщине заготовки.

Преимущества предлагаемого способа изготовления деталей с широким фланцем состоят в простоте его реализации и в получении практически равнотолщинной детали по образующей. Низкая разнотолщинность получаемой детали обеспечивается слабым изменением толщины стенки заготовки, как на этапе подготовки специальной заготовки, так и на этапе ротационного обжима.

Так, например, если на первом этапе выштамповку получают формовкой, то толщина стенки специальной сферообразной заготовки будет уменьшаться от периферии к полюсу. При относительной высоте выштамповки  $H/R_0 < 0,3$  разнотолщинность заготовки не превысит 15 % в сторону уменьшения толщины.

В процессе ротационного обжима, наоборот, будет происходить некоторое увеличение толщины. То есть уменьшение толщины стенки заготовки после первой операции будет компенсировано увеличением толщины в зоне ротационного обжима после второй операции. Наиболее утоненной сохранится только толщина стенки в зоне дна стаканчика. В целом разнотолщинность получаемых деталей в рассматриваемом случае изготовления не превысит  $\pm 15\%$ .

Предлагаемый способ изготовления деталей с широким фланцем был опробован экспериментально. Использовались листовые заготовки из алюминиевого сплава АМцМ толщиной 0,77 мм, фольги технически чистого алюминия А7 толщиной 0,28 мм и жести из стали 08 пс толщиной 0,21 мм. Все специальные заготовки имели один размер сферообразной выштамповки  $R0=30$  мм с двумя разными высотами  $H=6$  мм и  $H=9$  мм, которые получали формовкой резиной по жесткой матрице.

Ротационный обжим производился с использованием токарного станка с ЧПУ «Реабин СТ-4.1». Использовался давяльный ролик диаметром 76 мм с плоской рабочей поверхностью и радиусом скругления 2 мм. Режимы обработки: число оборотов шпинделя 500...800 об/мин; подача 0,04...0,10 мм/оборот.

Экспериментально установлено, что за один переход ротационного обжима и при использовании одного давяльного ролика отношение высоты к радиусу получаемого стаканчика  $H/r$  лежит в пределах 1,0. Дальнейшее уменьшение радиуса  $r$  может приводить к отрыву широкого фланца из-за консольно приложенной нагрузки. Другим ограничивающим фактором, связанным с высотой  $H$ , являются геометрические параметры зоны обработки. Согласно работе [4] размер  $H$  не может быть больше определенной величины, после которой возможна потеря устойчивости стенки цилиндрического стаканчика.

Таким образом, существуют некоторые ограничения на предельную высоту  $H$  получаемого стаканчика по предлагаемому способу изготовления. Возможно, что указанные дефекты могут быть устранены, если использовать два и более давяльных ролика, а также, если процесс обжима разбить на переходы с ограничением размера очага деформации  $H$  по переходам. Исследования в этом направлении позволят увеличить возможности формоизменения.

Вывод. Предлагаемый способ изготовления деталей типа стакан с широким фланцем имеет преимущества по сравнению с традиционными способами вытяжки и формовки. Он прост в осуществлении и позволяет получать практически равнотолщинные детали с относительной высотой  $H/r$  в пределах 1,0. Размеры фланца при этом не ограничены.

#### Литература

- [1] Романовский В.П. Справочник по холодной штамповке. Л.: Машиностроение, 1971. 782 с.
- [2] Листовая штамповка. Расчет технологических параметров: справ. / В.И. Ершов, О.В. Попов, А.С. Чумадин и др. М.: Изд-во МАИ, 1999. 516 с.
- [3] Гредитор М.А. Давильные работы и ротационное выдавливание. М.: Машиностроение, 1971. 239 с.
- [4] Чумадин А.С. Условия ротационного обжима тонкостенных кольцевых заготовок // Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением. 2015. № 2. С. 7–10.

## ВЛИЯНИЕ СЖИМАЮЩИХ НАПРЯЖЕНИЙ НА ПРЕДЕЛЬНЫЕ ПЛАСТИЧЕСКИЕ ДЕФОРМАЦИИ МЕТАЛЛОВ И СПЛАВОВ

А.С. Чумадин  
Е.С. Шемонаева

chumadinas@mati.ru  
shemonaevaes@mati.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

*В работе рассматривается влияние сжимающих напряжений на предельные пластические деформации металлов и сплавов. Представлены результаты экспериментальных исследований.*

Пластические свойства металлов и сплавов зависят от многих факторов: от марки материала, температуры нагрева, степени пластической деформации, скорости деформации, схемы напряженного состояния и «истории» деформирования [1].

В настоящей работе приводятся экспериментальные данные по влиянию схемы напряженного состояния (сжимающих напряжений) на предельные пластические деформации некоторых металлов и сплавов.

Исследуются три различные схемы механических испытаний образцов: на одноосное растяжение, «чистый» сдвиг и сдвиг при неравномерном сжатии.

В первом случае испытаний отсутствуют сжимающие напряжения (гидростатическая составляющая равна +0,33 от напряжения текучести), во втором случае есть и растягивающие и сжимающие напряжения, которые равны друг другу по абсолютной величине (гидростатическая составляющая равна нулю), в последнем — отсутствуют растягивающие напряжения, есть только два сжимающих, одно из которых в два раза больше другого (гидростатическая составляющая равна -0,58 от напряжения текучести).

Механическим испытаниям подвергались плоские образцы толщиной 1,0...1,5 мм из меди М1 и алюминиевых сплавов АМгбМ и Д16АМ.

Испытания на одноосное растяжение проводились по ГОСТ 1497–84.

При испытаниях на сдвиг использовалось специальное устройство [2], которое обеспечивало одинаковое (по деформациям) растяжение и сжатие образца в его плоскости. Это устройство содержит корпус, подвижное звено, которые обеспечивают растяжение образца в продольном направлении (как при одноосном растяжении) и два подвижных звена, которые обеспечивают сжатие образца по ширине. Перемещение звеньев согласованы друг с другом с помощью профилированных пазов.

При испытаниях на сдвиг при неравномерном сжатии пакет плоских заготовок помещался в П-образный паз и выдавливался из него плоским пуансоном в двух свободных противоположных направлениях.

По результатам испытаний, которые проводились до разрушения образцов, строились кривые упрочнения материалов в координатах: напряжение текучести — интенсивность деформации. Определялась также конечная предельная пластическая деформация в зоне разрушения образцов.

В результате экспериментальных исследований было установлено, что кривые упрочнения каждого исследуемого материала при различных видах испытаний практически совпадают, что подтверждает гипотезу о «единой» кривой упрочнения. Различаются только предельные деформации (моменты разрушения образцов). Выявлено, что для всех исследуемых материалов наличие и повышение сжимающих напряжений в схеме напряженного состояния приводит к увеличению предельных пластических деформаций. Если при одноосном нагружении интенсивность предельных деформаций для материалов медь М1, АМгбМ и Д16АМ соответственно составляла 0,65; 0,45 и 0,50, то при «чистом» сдвиге она была примерно в 1,5 раза выше, а при сдвиге неравномерным сжатием — еще в 1,5–2,5 раза выше.

Полученные результаты качественно согласуются и с теоретическими расчетами [3, 4].

**Вывод.** Приведенные экспериментальные исследования показали положительное влияние сжимающих напряжений на предельные пластические деформации исследуемых металлов и сплавов.

#### Литература

- [1] Полухин П.И., Гун Г.Я., Галкин А.М. Сопrotивление пластической деформации металлов и сплавов: справ. М.: Металлургия, 1983. 352 с.
- [2] Чумадин А.С. Методы построения и аппроксимации кривых упрочнения металлов и сплавов: учеб. пособие. М.: «МАТИ» — РГТУ им. К.Э. Циолковского, 2001. 43 с.

- [3] Чумадин А.С., Шемонаева Е.С. Расчеты напряженно-деформированного состояния, предельных пластических деформаций и упругой отдачи в операциях листовой штамповки: учеб. пособие. М.: Изд-во «Спутник +», 2018. 97 с.
- [4] Чумадин А.С. Методы расчета предельных деформаций в операциях листовой штамповки: учеб. пособие. М.: Изд-во «МАТИ» — РГТУ имени К.Э. Циолковского, 2002. 53 с.

## ПОДБОР МЕТОДОВ ДИАГНОСТИКИ КОНСТРУКЦИОННОЙ КОМПОЗИЦИОННОЙ КЕРАМИКИ

**А.Л. Галиновский**

galcomputer@mail.ru

**В.Д. Радаева**

valrad97@ya.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Работа посвящена вопросам создания комплекса информационно-диагностических средств, позволяющих решить вопросы повышения эффективности отработки технологических этапов производства композиционной конструкционной керамики. Сделаны выводы, что оценка качества керамики и ее эксплуатационных показателей может быть осуществлена с помощью метода ультразвуковой диагностики материалов, а так же за счет предлагаемого неразрушающего метода гибридной диагностики.*

В настоящее время остро встают вопросы расширения областей применения композиционных материалов и деталей из них, в том числе композиционной конструкционной керамики (ККК). Причины этого связаны с наличием в ККК совокупности уникальных технических характеристик. В последнее десятилетие проявляется интерес к вопросам повышения эксплуатационных показателей ККК за счет введения в ее состав наномодифицированных материалов. Учитывая это, была рассмотрена экспериментальная партия образцов модифицированной оксидной ККК, с использованием таких порошков как: галлуазит, ультрамелкодисперсные алмазы, бемит, микропорошок нитрида титана.

Целью исследований является разработка и подбор методов диагностики ККК, проведение сравнительной оценки качества рассмотренных образцов.

Для оценки динамических характеристик может эффективно использоваться метод ультразвуковой диагностики (УСД), который достаточно подробно описан в работе [1]. Он позволяет частично исключить необходимость проведения традиционных трудо- и времязатратных испытаний с применением динамических ударников.

Анализ ряда литературных источников показал, что перспективным методом оценки качественных характеристик материалов и деталей является метод акустической эмиссии (АЭ), работающий в сочетании с приложенными внешними нагрузками различной физической природы [2].

Проведенный анализ наиболее распространенных методов диагностики показывает, что их дальнейшее развитие в значительной степени будет определяться созданием комплексных средств технологической диагностики, использующих одновременно различные по своей физической природе явления, характеризующиеся определенными энергетическими превращениями.

Одним из возможных видов подобного воздействия является лазерное излучение. Генерация акустического сигнала при таком лазерном воздействии вызывается различными факторами, зависящими от энергетических режимов лазерного излучения. Параметры акустического сигнала для различных материалов при одинаковых энергетических режимах лазерного излучения будут различны.

Использование в качестве диагностического воздействия лазерного излучения позволяет максимально идентифицировать поведение материала в условиях, близких к условиям эксплуатации изделия. Это особенно важно при диагностике деталей изделий оборонной техники, таких как сопловые вкладыши твердотопливных ракетных двигателей, лопатки газотурбинных двигателей, теплоизоляционные покрытия деталей ракетной техники, а также при контроле технологических каналов ядерных энергетических установок.

Учитывая результаты выполненного анализа, была рассмотрена схема оценки качества ККК гибридным методом.

#### Литература

- [1] Формирование и ультразвуковая диагностика спеченного материала из наноразмерного порошка бемита / Л.В. Судник, А.Л. Галиновский, В.И. Колпаков и др. // Наноинженерия. 2013. № 1 (19). С. 26–31.
- [2] Галиновский А.Л., Муляр С.Г., Хафизов М.В. Применение гибридной диагностики для оценки эксплуатационных свойств композиционной керамики // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2012. № 9. С. 65–69.

## ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТИ ГИБКИ ДЕТАЛЕЙ УГОЛКОВОЙ ФОРМЫ В ИНСТРУМЕНТАЛЬНОМ ШТАМПЕ

*В.А. Тарасов*

tarasov\_va@mail.ru

*В.Д. Баскаков*

*М.А. Бабурин*

*К.А. Карнаухов*

*Чжень Цзя*

*Р.В. Боярская*

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В машиностроении широкая номенклатура тонкостенных деталей изготавливается с помощью методов листовой штамповки. С помощью процессов гибки на прессах в штампах уголковой формы изготавливаются стрингеры, ребра жесткости, элементы конструкции решетчатых рулей и крыльев с высокими требованиями к точности формы.

Цель представленной статьи — разработать методику инженерной оценки погрешности угла между полками детали уголковой формы при гибке в инструментальном штампе и обосновать рекомендации на геометрию штампа.

Предлагаются три стадии формирования погрешности при гибке. Первая стадия — это свободная гибка, когда под действием изгибающей силы со стороны пуансона заготовка монотонно деформируется. На второй стадии в результате пластического деформирования под действием жестких элементов конструкции гибочного штампа деталь приобретает форму пуансона. При этом в области вершины деталь приобретает радиус при вершине пуансона. В области искривленной части полки действие плоскостей матрицы и пуансона вызывают изгиб полки в обратном направлении. При этом кривизна полки становится равной нулю. На третьей стадии в результате снятия внешней нагрузки происходит упругое пружинение пластически продеформированных участков детали.

Показано, что в области вершины угол между касательной к детали и вертикальной осью увеличивается на величину  $\psi_0$ . В области пластически деформированной

полки после упругого пружинения угол наклона касательной к вертикальной оси в точке границы области пластического деформирования уменьшится на величину  $\psi_1$ .

В конечном итоге упругое пружинение стенки детали при гибке вызывает появление угловой погрешности положения полки детали на величину  $\Delta\psi_{\text{fin}} = \psi_0 - \psi_1$ . Составляющие погрешности определяются с помощью методики [1, 2].

#### Литература

- [1] Тарасов В.А. Методы анализа в технологии машиностроения. Аналитическое моделирование динамических процессов обработки материалов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 1996. 187 с.
- [2]. Чумадин А.С. Методы построения и аппроксимации кривых упрочнения металлов и сплавов: учеб. пособие. М.: «МАТИ» — РГТУ им. К.Э. Циолковского, 2001. 43 с.

## ПЕРСПЕКТИВЫ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ АБРАЗИВНОГО ПОРОШКА В ТЕХНОЛОГИИ ГИДРОАБРАЗИВНОЙ РЕЗКИ

**А.Л. Галиновский**

galcomputer@mail.ru

**А.В. Корнеева**

korneeva.sasha1997@mail.ru

**В.А. Тарасов**

tarasov\_va@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В статье рассмотрены преимущества технологии гидроабразивного резания (ГАР) и выявлены высокие затраты на приобретение абразивного порошка из-за рубежа. В результате исследований сделаны выводы, что производительность резания с помощью абразива отечественного производства практически не уступает резанию порошком фирмы-разработчика, а стоимость резания уменьшается на 40 %.*

Гидроабразивная резка открывает широкие перспективы использования в процессах изготовления летательных аппаратов мелкими сериями. Она обеспечивает высокое качество реза, минимальные потери материала, особенно при разрезке толстых плит, удобна для обработки широкого спектра материалов, не требует изготовления специальных инструментов, обеспечивает хорошую экологию в цехе и т. д. Однако, абразивный порошок, рекомендуемый фирмами-разработчиками оборудования для гидроабразивной резки, весьма дорог.

В связи с этим, импортозамещение при подборе порошков — актуальная научная задача производства ракетно-космической техники [1].

Цель работы — изучить перспективы замены дорогого гранатового порошка из Индии и Австралии mesh 80 дешевым порошком «АбразивСпец» отечественного производства ООО «Орловский абразивный завод».

При проведении исследования использовалась методика оценки эффективности гидроабразивной резки, предложенная в работе [2]. Исследования эффективности гидроабразивной резки проведены на таких материалах, как: стеклопластик, конструкционная сталь Ст45, алюминиевый сплав АМг6 и титановый сплав ВТ-4. Были определены коэффициенты для оценки интенсивности гидроабразивного резания.

Показано, что производительность резания с помощью порошка «АбразивСпец» отечественного производства незначительно уступает резанию гранатовым порошком mesh 80, а стоимость резания оказывается на  $\approx 40\%$  меньше.

### Литература

- [1] Тарасов В.А. Методы анализа в технологии машиностроения. Аналитическое моделирование динамических процессов обработки материалов. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1996. 187 с.
- [2] Тарасов В.А., Галиновский А.Л. Проблемы и перспективы развития гидроструйных технологий ракетно-космического машиностроения // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 3 (15). С. 23.

## ИЗМЕРЕНИЕ ВОЛН НАПРЯЖЕНИЙ, ВОЗНИКАЮЩИХ В ЗОНЕ РЕЗАНИЯ ПРИ СВЕРХСКОРОСТНОМ ФРЕЗЕРОВАНИИ

**В.М. Корнеева**

v\_korneeva@list.ru

**С.С. Корнеев**

corneev.sergei2014@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Показана возможность использования метода акустической эмиссии для оценки силового фактора в процессе сверхскоростного фрезерования.*

В настоящее время при исследовании процессов механической обработки с обычными скоростями, т. е. скоростями, реализуемыми в производстве, для оптимизации режимов резания широкое распространение получил метод акустической эмиссии (АЭ), основанный на использовании ряда волновых эффектов, которыми сопровождается процесс формообразования: пластическое деформирование, разрушение и трение на контактных поверхностях. Метод АЭ обладает высокой чувствительностью к появлению нестабильности резания и дает возможность оценить влияние режимов обработки на энергоёмкость процесса механической обработки, на параметры волновых напряжений (ВН), возникающих в зоне резания, провести прогнозирование износа режущего инструмента.

Экспериментальные исследования динамики сверхскоростного резания (ССР) металлов выявили влияние волн напряжений в обрабатываемой заготовке на величину силовых нагрузок, действующих на инструмент, и связь их с режимами обработки [1].

С целью решения вопроса принципиальной возможности использования метода АЭ для оценки процесса сверхскоростного фрезерования (ССФ) были проведены экспериментальные исследования.

Исследования проводились на экспериментальной установке ССФ, созданной на базе плоскошлифовального станка ЗЕ710В-1, по схеме торцевого фрезерования алюминиевого сплава Д16Т и латуни ЛС59-1.

Модернизация станка позволила получить частоту вращения шпинделя до 10 830 мин<sup>-1</sup>, а при использовании фрезы диаметром 63 мм были реализованы скорости резания до 35 м/с. Обработка велась с подачами 0,17 мм/зуб и 0,05 мм/зуб при глубине фрезерования 0,1...0,6 мм.

Для измерения параметров волн напряжений использовалась измерительная установка, собранная на базе анализатора напряжений АВН-1М.

В результате экспериментов были получены графические зависимости амплитуды  $A$  и интенсивности  $N$  волн напряжений от глубины фрезерования при различных значениях подачи на зуб  $S_z$ .

Регистрация параметров ВН в различных частотных диапазонах показала, что частота селекции сигнала оказывает существенное влияние как на форму графических зависимостей, так и на диапазон величин измеряемых параметров  $A$  и  $N$ . Наиболее

информативной в условиях проведения экспериментов оказалась полоса высоких частот ( $750 \pm 10$  кГц).

Было отмечено, что на форму графических зависимостей  $N = f(T)$ ,  $A = f(T)$ ,  $N = f(S_2)$ ,  $A = f(S_2)$  и диапазон изменения  $A$  и  $N$  сильное влияние оказывают физико-механические свойства обрабатываемого материала и режимы обработки, т. е. в условиях обработки со сверхвысокими скоростями так же, как и при обработке с обычными скоростями сигнал АЭ может быть представлен суммой постоянной и переменной составляющих. К первой из них можно отнести такие источники волн напряжений, как процессы пластического деформирования срезаемого слоя и трения по контактным поверхностям режущего инструмента, которые определяются обрабатываемым и инструментальными материалами, а ко второй — влияние подачи и нестационарных эффектов, таких как увеличение площади контактных поверхностей (в нашем случае за счет увеличения подачи и глубины фрезерования) [3].

Запись сигналов АЭ при различных режимах фрезерования позволила отметить режим нестабильного фрезерования, при котором имел место колебательный характер изменения  $A$ . Этому режиму обработки соответствовало, как показали расчеты силы резания [2], наибольшее значение эффективной мощности резания.

Полученная в результате экспериментов диаграмма изменения энергии волн напряжений, пропорциональная  $A_2 N$ , в зависимости от скорости резания показала на увеличение энергоемкости процесса резания, т. е. увеличение силы резания, что подтверждает ранее полученные результаты расчетов и экспериментов [1, 2]. Это указывает на возможность использования метода АЭ для оценки изменения силового фактора в процессе ССФ.

Таким образом, метод АЭ, используемый для исследования и оптимизации режимов обработки процесса резания с обычными скоростями, используемыми в настоящее время в промышленности, может быть использован в условиях ССР.

#### Литература

- [1] Корнеева В.М., Корнеев С.С. Метод измерения силы резания при обработке металлов со сверхвысокими скоростями // Измерительная техника. 2017. № 3. С. 34–37.
- [2] Корнеева В.М., Корнеев С.С. Теоретическая оценка силового нагружения режущего инструмента при сверхвысоких скоростях резания // Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии. 2015. №3. С. 100–105.
- [3] Подураев В.Н., Барзов А.А., Горелов В.А. Технологическая диагностика методом акустической эмиссии. М.: Машиностроение, 1988. 54 с.

## ОСОБЕННОСТИ ПРОЦЕССА СОЗДАНИЯ КОМПАКТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ИЗМЕНЯЕМОЙ ФОРМЫ ИЗ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ОБЛИЦОВОК

**П.В.Круглов**  
**В.И.Колпаков**

kpv17@bmstu.ru  
kolpakov54@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Представлены результаты математического моделирования функционирования зарядов с металлическими облицовками, из которых создаются летательные аппараты изменяемой в полете формы. При этом оценивалось влияние параметров облицовки и угла наклона плосковолнового генератора на форму элементов. Эффективность зарядов определялась по параметрам компактного элемента — форме и его скорости.*

В современных ракетных комплексах в качестве полезной нагрузки используются снарядоформирующие заряды (СФЗ). Данный тип зарядов используется также при необходимости разрушения бетонных, кирпичных сооружений в целях утилизации с больших дистанций (более 100 калибров). При функционировании СФЗ образуются высокоскоростные удлиненные и компактные элементы, изменяющие свою форму в процессе полета [1]. Увеличение эффективности действия СФЗ обеспечивается различными путями. Прежде всего улучшаются параметры составов взрывчатых веществ заряда, оптимизируются формы заряда и облицовки, совершенствуются технологии изготовления кумулятивной облицовки (КО) [2], а также процессы сборки заряда [3, 4]. Одним из способов повышения эффективности действия является применение в СФЗ плосковолновых генераторов.

Компактные летательные аппараты образуются путем высокоскоростного деформирования металлических облицовок, изготовленных, как правило, из пластичных металлов, вследствие взрыва заряда взрывчатого вещества (ВВ). В качестве материалов облицовок современных СФЗ используют сплавы тантала, пластичные марки стали, а также медь. В настоящей работе представлены результаты исследований, выполненных на основе использования численных методов решения задач механики сплошной среды. В работе изучается характер влияния конструктивных параметров и параметров инициирования СФЗ на форму компактных летательных аппаратов, полученных из медных облицовок.

СФЗ состоит из металлической КО, ВВ, корпуса, системы инициирования и других элементов. При инициировании заряда взрывчатого вещества из заряда в зависимости от конструктивных параметров формируется компактный или удлиненный летательный аппарат, далее именуемый элементом. Достоинством компактного элемента является его более высокая начальная скорость по сравнению с удлиненным элементом при облицовке той же массы. В данной работе рассматриваются возможности управления формой и скоростью элемента путем изменения наклона фронта детонационной волны при ее движении в заряде и изменения длины заряда, формы его облицовки. Для изменения наклона фронта детонационной волны в конструкции заряда предусматривается генератор волн переменной конфигурации с заданным углом наклона  $\varphi$ .

Для определения параметров СФЗ, обеспечивающих получение ВКЭ, проводился вычислительный эксперимент, основанный на численном решении задач механики сплошной среды. Вычисления были проведены для ряда СФЗ, имеющих следующие параметры: диаметр заряда взрывчатого вещества (или внутренний диаметр корпуса) диаметр заряда взрывчатого вещества  $d_3 = 125$  мм; высота  $H = 125, 156, 187$  мм; толщина корпуса  $d_k = 6$  мм. Диаметр облицовки  $d = d_3 = 125$  мм, прогиб облицовки  $h = 5...15$  мм. Использовали облицовки переменной толщины дегрессивной формы, при которой толщина в центральной части облицовки  $\delta_1$  больше, чем толщина в периферийной части  $\delta_2$ . Материалы, используемые в расчетах: облицовка — медь М1; корпус — алюминий-магний-магний-свинец сплав АМгб; ВВ — октогеносодержащий состав типа РВХ-9404.

В базовом варианте заряд был оснащен плосковолновым генератором, у которого угол наклона равен  $\varphi = 90^\circ$ . Рассматривались три варианта расположения генератора сходящихся волн, с углом наклона к оси  $\varphi = 870, 850, 830^\circ$ . Сравнивая форму элементов, выявлено, что при увеличении угла сходящейся волны растет удлинение элемента и характерно искажаются их контуры. Центральная часть облицовки, которая при увеличении угла наклона сходящейся волны вследствие растущего давления от фронта детонационной волны получает большую скорость, и, элемент вытягивается вдоль продольной оси.

Получена зависимость изменения скорости элемента от угла наклона генератора сходящихся волн. Результаты расчетов показывают, что при уменьшении угла наклона

сходящейся волны растёт скорость элемента. Определена зависимость удлинения элемента от угла наклона генератора сходящихся волн. Как показывают результаты моделирования, удлинение элемента растёт при снижении угла наклона сходящихся волн.

Рост удлинения для высокоскоростных компактных элементов может ухудшить устойчивость на траектории при наличии асимметрии функционирования заряда и привести к вращению элемента вокруг центра масс в плоскости полета.

При анализе результатов экспериментов также было замечено, что варьирование параметрами облицовки (толщиной в центральной и периферийной частями, прогибом), параметрами заряда (углом наклона сходящейся детонационной волны) порой приводило к появлению элементов, сходных геометрически, но имеющих различную массу, скорость.

При сравнении результатов двумерного и трехмерного моделирования выявлено наличие складок, образующихся из периферийной зоны облицовки. При этом именно решение задачи в трехмерной постановке позволяет сделать такой вывод, поскольку в двумерной постановке расчетов такие складки не могут быть обнаружены. Причиной формирования складок может являться потеря устойчивости облицовки в данной области элемента. Складки образуются и у элементов, получаемых способом «выворачивания» и у элементов, образующихся способом «сворачивания», что позволяет говорить об универсальности данного вывода для различных форм элементов.

Таким образом, установлено, что, помимо изменения толщины облицовки, ее прогиба, других параметров заряда, для получения необходимой формы элемента в зарядах с созданием волн с переменной конфигурацией возможно управление формой элемента путем изменения наклона сходящейся детонационной волны. Показано, что снижение наклона сходящейся детонационной волны приводит к повышению удлинения элемента и его скорости. У компактных летательных аппаратов выявлено появление складок, которые формируются из периферийной зоны металлической облицовки.

#### Литература

- [1] Круглов П.В., Колпаков В.И. Анализ влияния разнотолщинности профиля металлических сегментных облицовок на форму высокоскоростных удлиненных элементов. Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. Вып. 7. С. 1–10. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-7-1782> (дата обращения 11.09.2018).
- [2] Круглов П.В., Болотина И.А. Технология изготовления дисковых заготовок переменной толщины для компактных летательных аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. Вып. 9. С. 1–11. URL: <http://dx.doi.org/10.18968/2308-6033-2017-9-1674> (дата обращения 11.09.2018).
- [3] Круглов П.В., Тарасов В.А. Болотина И.А. Метод формирования совокупности допустимых вариантов сборки изделий на основе применения ориентированных гиперграфов // Наука и образование. 2012. № 2. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/339658.html> (дата обращения 20.06.2018).
- [4] Круглов П.В., Тарасов В.А. Метод генерации проектных решений сборки изделий с применением ориентированных гиперграфов // Наука и образование. 2012. № 1. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/260312.html> (дата обращения 20.06.2018).

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА СОЗДАНИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ УДЛИНЕННЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ИЗМЕНЯЕМОЙ ФОРМОЙ

**П.В. Круглов**  
**В.И. Колпаков**

kpv17@bmstu.ru  
kolpakov54@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Представлены результаты математического моделирования функционирования зарядов с изменяемой формой, образующих высокоскоростные удлинённые летательные аппараты. Показано влияние параметров снарядоформирующих зарядов на эффективность действия. Рассматривались стальные облицовки переменной толщины и накладки из полимерного материала для формирования складчатой юбки в хвостовой части элемента. Эффективность зарядов определялась по форме элемента и его скорости.*

В передовых образцах ракетной техники используются снарядоформирующие заряды. При взрыве такого заряда образуется высокоскоростной летательный аппарат, меняющий свою форму в процессе полета. Данный вид зарядов также используется в инженерных зарядах для разрушения бетонных и кирпичных зданий, при этом расположенных на определенной дистанции от заряда [1]. Повышение эффективности действия снарядоформирующих зарядов (СФЗ) проводят не только с позиций изменения конструктивных параметров, но и путем улучшения технологии изготовления кумулятивной облицовки, являющейся важнейшей деталью заряда, а также технологии сборки заряда [2–4].

Летательный аппарат образуется путем высокоскоростного деформирования металлических облицовок, изготовленных, как правило, из пластичных металлов, посредством взрыва заряда взрывчатого вещества (ВВ). Аэродинамическая устойчивость аппарата удлинённой формы обеспечивается при расположении центра масс впереди его центра давления. Это требование обычно удовлетворяется за счет расширения хвостовой части формируемого взрывом аппарата, в дальнейшем именуемого высокоскоростным удлинённым элементом (ВУЭ), получившей название юбки. Дополнительным стабилизирующим элементом являются складки в хвостовой части ВУЭ — стабилизаторы. Направленное формирование стабилизаторов и анализ условий их формирования имеет большое научное и практическое значение, поскольку позволит создавать устойчивые в полете высокоскоростные удлинённые элементы. За рубежом подобные элементы создают с помощью накладок на облицовку. В настоящей работе представлены результаты исследования, выполненного с использованием численных методов механики сплошной среды, и определяющего характер влияния конструктивных параметров СФЗ на форму и устойчивость ВУЭ, полученных из облицовок на основе применения композиционных материалов.

СФЗ, как правило, состоит из металлической кумулятивной облицовки, заряда ВВ, корпуса и детонатора. Преимуществами удлинённой формы элемента является его большая пробивная способность по сравнению с компактными элементами той же массы. Эффект достигается за счет большей длины и меньшей потери скорости при движении на большие дистанции. Другой немаловажной характеристикой высокоскоростного элемента является его наполненность. Очевидно, что чем выше наполненность элемента, тем больше его пробивное действие. Для формирования стабилизаторов предлагается использование композиции облицовки из металлической сегментной облицовки и полимерной многолепестковой накладки, установленной на наружную поверхность облицовки, со стороны заряда взрывчатого вещества.

Для определения параметров СФЗ, обеспечивающих получение ВУЭ большего удлинения (т. е. большей эффективности) с развитыми стабилизаторами, проводился вычислительный эксперимент, основанный на численном решении задач механики сплошной среды.

Расчеты были проведены для модельного СФЗ, имеющего следующие параметры: диаметр заряда взрывчатого вещества (или внутренний диаметр корпуса)  $d_3 = 62$  мм, высота  $H = 50$  мм, толщина корпуса  $\delta_k = 3$  мм. Диаметр облицовки  $d = d_3 = 62$  мм, прогиб облицовки  $h = 10,45$  мм. Использовали облицовки переменной толщины сфероконической формы с такими размерами [1]: с толщиной в центральной и периферийной частях составляла  $\delta_1 = 2,5$  мм и  $\delta_2 = 2,25$  мм соответственно, радиусом перехода центральной сферической поверхности в периферийную коническую  $r_p = 26$  мм. Толщина накладки составляла  $\delta_n = 1,0$  мм, а ширина лепестка варьировалась и составляла  $s = 2...14$  мм.

В моделях материалов использовались следующие параметры: облицовка – стали марок 08кп, 11кп, 11ЮА; корпус – сталь 45Х; ВВ – ТГ40; накладка – плексиглас. В заряде применялось одноточечное инициирование на расстоянии 49 мм от торца облицовки.

В результате функционирования заряда накладка разрушаясь, формирует неравномерное поле давлений на поверхности облицовки и у высокоскоростного элемента создаются стабилизаторы в тех местах облицовки, которые были расположены напротив лепестков накладки.

На основе математического моделирования получены высокоскоростные элементы со скоростью  $V_{эл} \approx 1,9$  км/с и удлинением  $l^* = l_{эл}/d_{эл} \approx 4$  (отношением длины элемента  $l_{эл}$  к его диаметру  $d_{эл}$ ). В докладе представлена зависимость скорости элемента от ширины лепестка накладки. Показано, что при увеличении ширины лепестка накладки скорость удлинённого элемента снижается, а высота стабилизаторов растёт, что положительно сказывается на устойчивости движения элемента. При этом, однако снижается удлинение элемента, но после определенного значения ширины лепестка, удлинение начинает снова расти.

Таким образом, выявлено противоречивое влияние полимерной накладки с прямыми лепестками на параметры эффективности высокоскоростных удлинённых элементов. Поэтому, дальнейшие исследования в данной области необходимо продолжать в направлении изучения влияния других параметров накладок (геометрических, физико-механических) с целью повышения эффективности зарядов.

### Литература

- [1] Круглов П.В., Колпаков В.И. Закономерности взрывного формирования удлинённых высокоскоростных элементов из стальных сегментных облицовок // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. Вып. 12. С. 1–19. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-12-1714> (дата обращения 06.09.2018).
- [2] Круглов П.В., Болотина И.А. Применение ориентированных гиперграфов ограничений при проектировании технологии изготовления высокоточных конструкций // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. № 5. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-05-1494> (дата обращения 12.09.2018).
- [3] Круглов П.В., Тарасов В.А. Болотина И.А. Метод формирования совокупности допустимых вариантов сборки изделий на основе применения ориентированных гиперграфов // Наука и образование: научное издание. 2012. № 2. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/339658.html> (дата обращения 20.06.2018).
- [4] Круглов П.В., Тарасов В.А. Метод генерации проектных решений сборки изделий с применением ориентированных гиперграфов // Наука и образование: научное издание. 2012. № 1. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/260312.html> (дата обращения 20.06.2018).

## МОДЕРНИЗАЦИЯ ОПЕРАЦИЙ МАГНИТНО-ИМПУЛЬСНОЙ СБОРКИ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

**В.Ю. Астапов**  
**Л.Л. Хорошко**

**vikas53@yandex.ru**  
**khoroshko@mati.ru**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

*Работа посвящена применению в операциях магнитно-импульсной сборки, позволяющих создавать высокие импульсные деформирующие усилия в требуемых зонах для сборки-сварки трубчатых деталей из разнородных материалов и сплавов, дополнительного действия в виде вращения одной из заготовок, что позволяет повысить качество сварных соединений*

Применяемые в конструкциях современных летательных аппаратов узлы довольно часто представляют собой соединения трубчатых деталей, изготовленных из разнородных материалов. Разнообразие трубчатых конструкций из разнородных материалов, применяемых в летательных аппаратах, достаточно велико. Это могут быть соединения труб, когда одна труба выполняется из одного материала, а другая из другого и эти трубы необходимо соединить, или это могут быть заглушки на конце трубчатой детали, а также могут быть соединения в центральных зонах трубопроводов, расположенных одна внутри другой и другие виды соединений. Все такие соединения обычно применяются в гидравлических и пневматических системах, поэтому должны обладать достаточно хорошей прочностью и герметичностью. Они могут собираться разными способами, такими как различные виды сварки, пайкой, совместным деформированием, а также сборкой деформированием одной из соединяемых деталей и т. п. Одним из обеспечивающих деформирующее усилие является способ магнитно-импульсной обработки материалов (МИОМ). Высокоэнергетические импульсные методы обработки металлов давлением, к которым относится МИОМ, представляют собой процессы, сопровождающиеся тепловыми эффектами, силовыми воздействиями, появлением инерционных сил, ударных волн и дополнительных динамических напряжений. При этом происходит локализация зоны пластической деформации обрабатываемого материала и изменение его физико-механических свойств, главным образом, в области обжима деформируемой части материала.

Благодаря кратковременному характеру нагружения и высокой скорости перемещения заготовки в процессе формообразования, импульсные методы штамповки отличаются от статических по кинематике течения металла и технологическим схемам деформирования. Магнитно-импульсная сварка осуществляется соударением соединяемых поверхностей под действием импульсного поля индуктора и наведенного им тока в заготовках. Сборочные и сварочные операции занимают большой объем среди всех выполняемых методом МИОМ операций [1]. Это обусловлено тем, что при применении для сборки давления импульсного магнитного поля удается получить равномерную деформацию наружной (деформируемой детали) и тем самым обеспечить качественное соединение. Сварка трубчатых заготовок методом МИОМ лучше всего достигается в следующих парах соединяемых металлов: «медь–медь», «медь–алюминиевые сплавы», «алюминиевый сплав–другой алюминиевый сплав», «медь–сталь», «алюминиевые сплавы–сталь».

Детальный механизм сварки методом МИОМ является сложным, и в настоящее время недостаточно исследован. Считается, что при магнитно-импульсной сварке происходит сварка образуется так же, как и в сварке взрывом, то есть разрушающая «струя» создается между двумя связанными поверхностями ударной силой, действующей на них. Это струйное действие удаляет все следы окислов и поверхность

ных загрязнений, что позволяет магнитное давление, вызванное влиянием пластическим деформациям металлы на короткий миг и соединить сопряженные поверхности вместе. Это позволяет обеспечить взаимодействие двух соединяемых первичных поверхностей, лишенных оксидных слоев и прижатых друг к другу под очень высоким давлением. В результате чего атомы каждого металла находятся в достаточно близком контакте друг с другом, чтобы атомные силы притяжения могли вступить в непосредственное взаимодействие. Есть множество вариантов объяснений точечного механизма в точке столкновения, но все сводится к тому, что металлы в момент соударения ведут себя практически как жидкости, несмотря на то, что они остаются в твердом состоянии [2]. В связи с быстротой процесса влияние повышения в этой зоне температуры существенно не сказывается на образовании соединений и сама температура не увеличивается. Поэтому можно соединять магнитно-импульсной сваркой разнородные металлы. Качество сварки на границе является функцией многих параметров, среди них: давление импульсного магнитного поля, угол столкновения, точка или линия столкновения, скорость, и начальное расстояние между сопряженными поверхностями трубчатых заготовок [3]. Это достигается в результате создания эпюры давления импульсного магнитного поля обычно треугольной формы или применения деформируемой трубы с конической частью, выполненной предварительно до деформирования. Возникают сложности, связанные с предварительной раздачей трубы и профилированием эпюры давления магнитного поля.

В работе исследовалась модернизированная технология сборки и сварки трубчатых заготовок, которая достигается вращением деформируемой заготовки вокруг оси в холодном состоянии при одновременном обжатии (значительно реже — раздаче) импульсным магнитным полем. Трубчатые заготовки выбирались такими, чтобы их соединяемые поверхности в исходном положении были параллельны друг другу, то есть на деформируемой заготовке не выполнялась предварительно коническая поверхность. Давление импульсного магнитного поля осуществлялось цилиндрическим индуктором, поэтому его можно считать одинаковым, равномерным по воздействию на деформируемую зону. Для образования холодной сварки необходимо было, чтобы скорость облета деформируемой трубы к другой была максимальной, при этом необходимо обеспечить соударение по всей поверхности сразу. Перед деформированием трубчатой заготовке сообщалось вращательное движение с разными скоростями. Поэтому в процессе соударения в зоне соприкосновения происходит разрушение окисной пленки металла, прочное соединение и холодная сварка металлов. При отработке технологии выполнения соединений трубчатых конструкций авиационной техники деформированием одной из соединяемых трубчатых заготовок давлением импульсного магнитного поля решались задачи по моделированию этого процесса. При этом решаются задачи твердотельного создания образцов соединений, исследуются возможности САПР для моделирования отработки режимов технологических процессов и динамического взаимодействия заготовок с решением задач по определению факторов самого соединения при варьировании технологических параметров процесса магнитно-импульсной сборки [4]. Моделирование процесса соединения трубчатых заготовок давлением импульсного магнитного поля позволяет подобрать эффективные с точки зрения качества соединений режимы деформирования с целью образования требуемых параметров сварки в холодном состоянии в зонах контакта трубчатых конструкций.

#### Литература

- [1] Дудин А.А. Магнитно-импульсная сварка металлов. М.: Металлургия, 1979. 128 с.
- [2] Астапов В.Ю., Афшари П. Моделирование процесса магнитно-импульсной сборки трубчатых конструкций // XL Академические чтения по космонавтике: сборник тезисов. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015, С. 416–417.

- [3] Попов О.В. Иванов Е.Г., Шалунов Е.П., Колесников Н.П., Астапов В.Ю. Импульсные методы обработки металлов. Чебоксары: ЧГУ, 1982. 66 с.
- [4] Астапов В.Ю., Хорошко Л.Л., Афшари П., Хорошко А.Л. САПР при моделировании режимов технологических процессов производства элементов конструкций летательных аппаратов // Труды МАИ. 2016. Вып. 87. URL: [www.mai.ru/science/trudy/](http://www.mai.ru/science/trudy/) (дата обращения 12.09.2018).

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ГОЛОВНЫХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

**В.Ю. Астапов**  
**Л.Л. Хорошко**  
**К.В. Дудков**

vikas53@yandex.ru  
JDG90@rambler.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

*Рассматриваются конструкции и технологии изготовления аэродинамических моделей головных частей ракеты-носителя тяжелого класса с применением аддитивных технологий. Разработаны модели головных частей, выполнены образцы аэродинамических моделей, проведены испытания в аэродинамической трубе*

Внешняя форма ракеты-носителя в основном состоит из различных сочетаний цилиндрических и конических поверхностей, но также имеется множество выступов, обтекателей и изгибов. Обтекание воздушным потоком этих мест на больших скоростях сопровождается местными пиками повышенного давления. Поэтому необходимы испытания в аэродинамических трубах для моделирования воздействия среды на движущиеся в ней тела. Применение труб в аэродинамике базируется на принципе обратимости движений и теории подобия физических явлений. А к аэродинамическим моделям предъявляются повышенные требования как по точности моделирования поверхностей, так и по качеству изготовления этих поверхностей. Все аэродинамические модели состоят из корпуса, повторяющего внешнюю геометрию изделия, и точек съема параметров измерения. Учитывая большое разнообразие головных обтекателей, для каждого варианта ГО, в каждом конкретном случае необходимо осуществлять продувки и нужно изготавливать свои аэродинамические модели для соответствующих продувок [1]. Существует отраслевой стандарт на «Модели летательных аппаратов для испытаний в аэродинамических трубах. Общие требования к контролируемым параметрам и размерам» — ОСТ 1 02608–87. Настоящий стандарт распространяется на модели летательных аппаратов (ЛА) и их элементы (в дальнейшем изложении — модели), предназначенные для исследования в аэродинамических трубах.

С учетом распространения этого стандарта, относящегося, в основном, к летательным аппаратам типа самолет и вертолет, при изготовлении моделей ГО ракет-носителей предъявляются следующие основные требования. Аэродинамическая модель изготавливается с предельными отклонениями наружных обводов по 8 квалитету.

Коэффициент запаса прочности расчетных элементов конструкции выбирается исходя из условий испытаний, но не менее 3.

Шероховатость поверхностей, определяющих подобие натурному объекту, должна соответствовать  $Ra \leq 1,25$  мкм, если не оговорены особые требования к этому параметру.

Наружные поверхности, на которых не предусмотрены программой испытаний специальные виды покрытий или обработка, должны подвергаться антикоррозионно-

му покрытию и характеризоваться средней твердостью. На сегодняшний день большинство моделей изготавливаются по типовому технологическому процессу. Каждая операция имеет свои особенности. Укрупненный технологический процесс изготовления дренажной аэродинамической модели состоит из более сорока операций. Таким образом, изготовление разнообразных моделей существующими традиционными методами имеет значительную трудоемкость и высокую себестоимость и возникает необходимость совершенствовать конструкцию и технологию изготовления моделей.

При использовании аддитивных технологий вначале необходимо создать трехмерную модель [2], можно ограничиться только одним сборочным чертежом. Создавалась трехмерная модель в соответствии с ОСТ 1 02587–86 «Системы автоматизированного проектирования. Требования к чертежам аэродинамических моделей» и ОСТ 1 02684–89 «Системы автоматизированного проектирования. Математическое обеспечение автоматизированного конструирования аэродинамической модели фюзеляжа летательных аппаратов», устанавливаются требования к созданию геометрической информации о модели ЛА, составляющих ее элементов и взаимной увязке этих элементов в теоретических чертежах и аэродинамических моделях летательных аппаратов, а также структуру, условия функционирования математического обеспечения аэродинамической модели фюзеляжа летательных аппаратов и связь системы конструирования с другими подсистемами интегрированной системы проектирования, конструирования и изготовления аэродинамической модели.

Для изготовления самой аэродинамической модели предлагается использовать новые и перспективные методы формообразования — аддитивное производство, которое кардинально изменяет технологию и конструкцию [3].

Основополагающим параметром является геометрическое подобие. Исходя из этого подбираем технологию с максимальной детализацией и хорошим качеством поверхности получаемой модели. Использование аддитивных технологий позволяет выполнить все технические требования к аэродинамической модели, упростить конструкции моделей и осуществить совершенно другой подход при проектировании. Все действия по изменению технологического процесса приведут к снижению себестоимости изделия. Также необходимо было определиться с технологией 3D-печати, которая должна соответствовать техническому заданию на аэродинамическую модель.

После выращивания и удаления материала поддержки, модели были проверены на собираемость. Сборка проведена успешно. Полученная модель полностью соответствует требованиям геометрического подобия.

Экспериментальные исследования в аэродинамических трубах ракет сложных компоновок являются на сегодняшний день единственным надежным способом определения структуры течения, распределения параметров потока и уровней нагрева конструкции при полете. Методика экспериментальных исследований включает три основных блока: методику соблюдения подобия, методику проведения непосредственно испытаний в рамках существующих экспериментальных установок и методику переноса результатов испытаний на натурные условия полета.

Модель устанавливается на державку, помещается в рабочую зону аэродинамической трубы и фиксируется. Испытания проводятся на максимальных доступных режимах аэродинамической трубы, с числом Маха  $M = 4$ . В течение трех минут модель находилась под воздействием скоростного напора, плюс полторы минуты для выхода трубы на режим.

Вырастив модели на установке послойного синтеза, удалось сократить многие операции по сравнению с типовым технологическим процессом. В дальнейшем планируется применить несколько иную технологию 3D печати. И для достижения лучшего результата по шероховатости поверхности модели и обеспечению качественных

каналов и прочности модели необходимо выполнить еще несколько моделей и провести их испытания.

При использовании технологии спекания полиамида лазером можно достигнуть всех целей технического задания, однако стоимость модели увеличится почти в два раза по сравнению с моделями из пластика.

#### Литература

- [1] Badiru A.B., Valensia V.V., Liu D. Additive Manufacturing Handbook. Product Development for the Defense Industry. CRC Press, Taylor&Francis Group, Boca Raton. London — New York, 2017. 911 p.
- [2] Астапов В.Ю., Дудков К.В. Применение аддитивной технологии в экспериментальной разработке ракетно-космической техники // Актуальные проблемы российской космонавтики: труды XLI Академических чтений по космонавтике. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. С. 448–449.
- [3] Астапов В.Ю., Дудков К.В. Применение аддитивных технологий при изготовлении аэродинамических моделей ракетной техники // Актуальные проблемы российской космонавтики: труды XLII Академических чтений по космонавтике: сборник тезисов. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. С. 368.
- [4] Астапов В.Ю., Хорошко Л.Л., Дудков К.В. Оценка применения аддитивных технологий для создания аэродинамических моделей космических головных частей // Труды МАИ. 2018. Вып. № 101. URL: [www.mai.ru/science/trudy/](http://www.mai.ru/science/trudy/) (дата обращения 12.09.2018).

## ИЗГОТОВЛЕНИЕ СЛОЖНОПРОФИЛЬНЫХ ЛИСТОВЫХ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ МАГНИТНО-ИМПУЛЬСНЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ

**В.Ю. Астапов**  
**М.С. Джоздани**

**vikas53@yandex.ru**  
**sjozdani@gmail.com**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

*В работе рассматриваются вопросы определения оптимальных режимов воздействия деформирующего усилия, необходимого при отработке технологии формообразования сложного профиля деталей из листового материала деформированием листовой заготовки давлением импульсного магнитного поля, а также моделированию этого процесса.*

В конструкциях самолетов и вертолетов большое количество используемых деталей составляют мелко и среднегабаритные детали из листовых материалов. Общим для таких деталей является наличие стенки, переходных бортов и различных элементов сложной геометрии, повышающих жесткость и уменьшающих массу деталей. Наиболее характерными деталями этого типа являются нервюры, диафрагмы, жесткости, накладки, различные окантовки. Эти листовые детали представляют собой сложные, в основном замкнутые формы, изготовление которых методами пластического деформирования требует достаточно сложной штамповочной оснастки. Детали типа окантовок нашли широкое применение в производстве авиационной техники. Они применяются для усиления конструкции в зонах вырезов под люки, смотровые лючки, иллюминаторы, различные окна и других элементов, применяются также для усиления конструкций листового материала деталей типа люки или съемные панели небольших размеров. По конструктивной форме окантовки и жесткости представляют собой листовые детали, в которых выполнены переходные поверхности, различной глубины и различной формы.

Основными методами их изготовления являются штамповка с использованием оснастки в виде формблоков, свинцово-цинковых штампов, эластичных (резиновых, полиуретановых) и гидроэластичных сред. Одной из привлекательных является магнитно-импульсная обработка металлов, использующая эффект создания давления на заготовку через магнитное поле, возникающее при прохождении импульсного тока по инструменту — индуктору и динамическое перемещение материала под влиянием этого воздействия. Расчет режимов магнитно-импульсной обработки представляется весьма сложным, так как необходимо учитывать и механические и электрические характеристики металлов, и электрические параметры установки, инструмента и параметры оснастки. Поэтому отработка режимов магнитно-импульсного деформирования с учетом параметров установки, материалов заготовок, сложности геометрии матриц, параметров инструмента проводилась моделированием процесса. Моделировалось перемещение образца и его деформирование по матрицам, имеющим различные формы геометрии профилей. Для этого была разработана методика численного моделирования процесса формообразования с помощью многоцелевого конечно-элементного комплекса ANSYSLS-DYNA с возможностью варьирования параметров магнитно-импульсной штамповки, характеристик материалов и геометрических размеров изготавливаемых заготовок. В процессе моделирования видно изменение цвета деформируемой части и по шкале соответствия можно определить перемещение стенки образца по времени, а также полученные данные кинематики движения. Изменение цвета позволяет выявить это перемещение по времени и определить формообразование листового материала по поверхности матрицы, выявить точность прилегания к поверхностям матриц.

Экспериментальные исследования по изготовлению среднегабаритных листовых деталей сложной геометрических форм проводились на магнитно-импульсной установке MPS-12. Деформирование на магнитно-импульсной установке MPS-12 с улучшенными параметрами позволило существенно снизить энергию воздействия на заготовки и повысить эффективность процесса, особенно при деформировании листового материала из стали. Изготавливались детали из тонколистовых алюминиевых и медных сплавов, а также тонколистовой конструкционной стали. Были спроектированы и изготовлены индукторы для штамповки плоских деталей. А формообразование осуществлялось несколькими вариантами: при свободном течении материала после воздействия давлением импульсного магнитного поля и при применении для формообразования изготовленных матриц. Матрицы были выполнены нескольких вариантов: как по форме изготавливаемых деталей, так и для формообразования с пробивкой пазов и отверстий.

Новая разработанная, спроектированная и изготовленная под руководством Джоздани М.С., магнитно-импульсная установка MPS-12, имеет следующие основные параметры:

- максимальная запасаемая энергия 12 КДж,
- максимальная частота разрядного тока 35 КГц,
- изменение напряжения зарядки установки 3...11 КВ,
- емкость конденсаторной батареи 200 мкФ,
- индуктивность менее 100 нГн.

В качестве образцов использовались материала Д16Т, Д16М и АМГб, наиболее часто применяемые для изготовления окантовок. В процессе образования контура окантовок происходит деформирование материала и утонение толщины стенки листовой заготовки. Деформирование осуществлялось при различном воздействии давления импульсного магнитного поля, соответствующим расчетным смоделированным значениям. Затем осуществлялся контроль точности деформирования и прилегания к стенкам матриц, определялись изменение толщины стенки заготовок по зонам деформирования и качественные изменения характеристик материалов.

Таким образом, применение новой разработанной установки с более эффективными параметрами позволило расширить возможности магнитно-импульсной штамповки мелких и среднегабаритных листовых деталей летательных аппаратов более сложной формы за счет усовершенствованных параметров самой установки и применения более эффективного инструмента.

#### Литература

- [1] Патент РФ № 2477665, Астапов В.Ю., Джоздани М.С. Способ получения профилированной листовой детали. Бюл. № 8. Оpubл. 20.03.2013.
- [2] Астапов В.Ю., Джоздани М.С. Влияние параметров магнитно-импульсной формовки окантовок люков на их характеристики // Кузнечно-штамповочное производство. 2011. № 12. С. 14–18.
- [3] Астапов В.Ю., Хорошко Л.Л., Джоздани М.С., Хорошко А.Л. Изготовление листовых окантовок люков летательных аппаратов магнитно-импульсным способом и моделирование с использованием САПР // Труды МАИ. 2017. Вып. № 95. URL: [www.mai.ru/science/trudy/](http://www.mai.ru/science/trudy/) (дата обращения 12.03.2018).
- [4] Астапов В.Ю., Джоздани М.С. Моделирование формообразования листовых авиационных деталей импульсным магнитным полем // XLI Академические чтения по космонавтике. сборник тезисов. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. С. 449–450.

## ФОРМООБРАЗОВАНИЕ СИЛЬФОНОВ ТРУБОПРОВОДНЫХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ЭЛАСТИЧНЫМ ИНСТРУМЕНТОМ С ПРИМЕНЕНИЕМ ЭФФЕКТА СТЕСНЕННОГО ИЗГИБА

**А.С. Масленникова**

[maslennikova.ssau@mail.ru](mailto:maslennikova.ssau@mail.ru)

**В.К. Моисеев**

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

**А.А. Шаров**

[aa.scharov@yandex.ru](mailto:aa.scharov@yandex.ru)

Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва

*Приведены сведения о разработках и исследованиях процесса формообразования сильфонов эластичной средой с применением эффекта стесненного изгиба. Дано описание технических решений. Разработана методика расчета параметров технологического процесса. Полученные теоретические зависимости хорошо соотносятся с моделированием с помощью программного пакета ANSYS/LS-DYNA*

В условиях рыночной экономики конкурентоспособность любому виду продукции обеспечивают такие факторы, как высокое качество, новейшие конструкции и технологии изготовления изделий. Россия является одним из крупнейших в мире производителей ракет, как военного, так и гражданского назначения. Она производит космические, стратегические ядерные, оперативно-тактические и тактические ракеты. Важной составляющей для производства летательных аппаратов высокого качества является надежность всех его систем.

Условия работы гидрогазовых систем летательного аппарата в процессе их эксплуатации очень тяжелые. На них действуют: внутреннее давление рабочей среды, пульсация этих давлений, вибрации, монтажные и температурные напряжения. Так, например, температура гидросистем во время полетов летательного аппарата изменяется от минус 60 до плюс 120 °С, причем перепад температур между элементами планера и трубопроводов на земле и в полете может достигать 160 °С.

Для осевой компенсации тепловых расширений, рабочих и монтажных смещений в узлах передачи газа и жидкости под давлением, например, в гибких гофрированных герметичных системах летательных аппаратов применяются сильфоны.

При изготовлении сильфонов наблюдается неравномерное распределение толщины стенки изделия. Утонение в области вершины рифта часто достигает половины его исходной толщины, что является основной причиной разрушения в процессе эксплуатации данного вида изделий.

В попытках добиться равномерности толщины стенки изделия типа сильфон была разработана технология изготовления сильфонов с применением эффекта стесненного изгиба [1]. Благодаря полученной технологии становится возможным значительно снизить утонение материала изделия в области вершины рифта за счет формирования рифта в разъемной секционной матрице в два этапа. На первом этапе осуществляется набор материала в области вершины рифта благодаря особой форме строения матрицы, на втором этапе формируется окончательный профиль рифта сильфона.

Для получения теоретических зависимостей за основу была взята и переработана методика Е.И. Исаченкова [2]. Разработанная методика позволяет дать оценку характера изменения толщины материала в интересующей нас зоне для различных материалов заготовки и различных геометрических параметров жесткого инструмента на первом переходе.

Для подтверждения полученных теоретических расчетов было произведено математическое моделирование. Разработана математическая модель процесса формообразования сильфона с применением эластомера на основе метода конечных элементов с использованием программного продукта «ANSYS/LS-DYNA», учитывающая особенности взаимодействия эластомера с обрабатываемым изделием.

Была создана 3D модель, которая была спроектирована в программном продукте КОМПАС-3D, и импортирована в программный комплекс «ANSYS/LS-DYNA». Для сокращения времени расчета и уменьшения количества конечных элементов была использована одна четвертая часть оснастки и заготовки.

Разработанная конечно-элементная математическая модель показала возможность реализации предложенной схемы формообразования гофра сильфона в два этапа с применением эффекта стесненного изгиба.

На следующих этапах исследования планируется провести численные исследования происходящих деформационных процессов с учетом контактного взаимодействия эластичного инструмента с заготовкой для различных конструктивно-технологических параметров инструмента.

#### Литература

- [1] Кулаков В.Г., Моисеев В.К., Шаров А.А., Ломовской О.В., Плотников А.Н. Стесненный изгиб в холодной листовой штамповке эластомером // Известия Самарского научного центра РАН. 2013. № Т.15, № 6 (4). С. 855–860.
- [2] Исаченков Е.И. Штамповка резиной и жидкостью. М.: Машиностроение, 1967. 367 с.

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ТЕХНОЛОГИЯ НАМОТКИ КРИВОЛИНЕЙНЫХ ТРУБОПРОВОДОВ ИЗ СПЕКАЕМОЙ ПОЛИИМИДНО-ФТОРОПЛАСТОВОЙ ПЛЕНКИ

**М.А. Комков**  
**Ю.В. Баданина**

m\_komkov@list.ru  
julia555-90@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрены вопросы проектирования и изготовления намоткой из полиимидных пленок многослойных оболочек прямо и криволинейных трубопроводов. Предложен способ соединения хвостовика фланца с пленочной оболочкой и представлены результаты испытаний трубопроводов из полиимидно-фторопластовых пленок.*

Современные изделия авиационной и ракетно-космической техники представляют собой весьма сложные конструкции, при проектировании и изготовлении которых используются передовые достижения в различных областях науки и техники. В пневмогидросистемах (ПГС) летательных аппаратов применяется большое количество внутрибаковых прямо и криволинейных трубопроводов, выполненных из алюминиевых сплавов, и имеющих излишне большую массу и изгибную жесткость [1]. Внутри баковые трубопроводы двигательных установок ракетно-космической техники, авиации и наземного транспорта, работающих на криогенных топливах: жидком кислороде, водороде или метане —  $\text{CH}_4$  при пиковых давлениях до 5,0 МПа и выше, могут быть изготовлены намоткой узких (20...40 мм) лент из жестких полиимидно-фторопластовых (ПМФ-352 с плотностью  $1420 \text{ кг/м}^3$ ) пленок толщиной 45...60 мкм [2, 3].

Рассмотрены вопросы проектирования и изготовления намоткой из полиимидных пленок многослойных оболочек прямо и криволинейных трубопроводов [4]. Предложен способ соединения хвостовика фланца с пленочной оболочкой и представлены результаты испытаний трубопроводов из полиимидно-фторопластовых пленок.

Это позволяет говорить о возможности использования полиимидных пленок с нанесенным фторопластовым покрытием толщиной 6-8 мкм в качестве силовых и герметизирующих оболочек криогенных трубопроводов средних и больших диаметров ( $d_y = 50...100 \text{ мм}$ ) ( $d_y = 150...300 \text{ мм}$ ), применение которых снижает уровень изгибных нагрузок, обеспечивающих требуемые перемещения фланцев труб при сборке и монтаже. Тем самым удается с одной стороны отказаться от большинства компенсаторов перемещения (сильфонов) в системе ПГС и снизить давление гидроударов, а с другой стороны, и при необходимости, в разы увеличить несущую способность трубопроводов за счет дополнительной спирально-поперечной намотки сверху на пленочную оболочку однонаправленного композиционного материала.

### Литература

- [1] Федоров Г., Максимович Г. Самолет завтрашнего дня — Ту-155 на водородном топливе: АНТК им. А.Н. Туполева. М.: Крылья Родины, 1988—1992.
- [2] Бессонов М. П., Котон М.М., Кудрявцев В.В., Лайус Л.А. Полиимиды — класс термостойких полимеров. Л.: Наука, 1983. 328 с.
- [3] Буланов И.М., Комков М.А. Применение жестких полимерных пленок в криогенных топливных системах аэрокосмической техники // Вестник МГТУ. Машиностроение. 1992. № 1. С. 14—24.
- [4] Комков М.А. Проектирование конструкции и технологии изготовления намоткой из композиционных материалов оболочек торовых сосудов давления // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2004. № 3. С. 51—65.

## КОСМИЧЕСКИЙ МУСОР: ПРОБЛЕМЫ И ПУТИ РЕШЕНИЯ

**М.В. Кузнецова**

maskuznetsova9@gmail.com

**А.Л. Галиновский**

galcomputer@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В статье рассматриваются виды космического мусора, методы борьбы с ним, а так же сделаны выводы об эффективности использования этих методов.*

С начала космической эры и по сегодняшний день орбитальная среда Земли стала загрязняться техногенным мусором, который создает все больший риск для текущей и будущей космической деятельности. Если в околоземном пространстве обломки рано или поздно тормозятся, падают и большей частью сгорают в атмосфере, то на геостационарной орбите они могут крутиться вечно.

Больше всего космического мусора образуется из-за разрушения и столкновения орбитальных аппаратов. Кроме того, орбиту засоряют отработанные ступени и разгонные блоки ракетноносителей, уже недействующие спутники, фрагменты, оторвавшиеся при запусках [1].

Стоит понимать, что столкновения с космическим мусором могут привести к опасным последствиям.

По данным на 2017 год на околоземной орбите находится около 18 тысяч объектов размером более 10 сантиметров, в том числе 1200 спутников, 750 тысяч «летающих пул» (размер каждой «пули» около сантиметра) и около 150 миллионов совсем мелких фрагментов, размер которых менее миллиметра. Лидером по количеству космического мусора являются США, на втором месте — Россия, а на третьем — Китай.

На эти страны приходится 93% космического мусора. Ежегодно его общий объем увеличивается на четыре процента.

Несмотря на это, масса мусора (на 2017 год эта масса составляет около 7200 тонн космического мусора) на орбите продолжает расти — за последние три года она выросла каждый год примерно на 100 тонн, или около 2%.

В последнее время все больше ученых настораживает так называемый синдром Кesslera. Это гипотетическое развитие событий на околоземной орбите, когда космический мусор, появившийся в результате многочисленных запусков искусственных спутников, приводит к полной непригодности ближнего космоса для практического использования [2].

Все это в очередной раз подчеркивает необходимость скорейшего создания систем «очистки» орбиты от мусора и защиты МКС и действующих зондов от столкновений с ним. Каждая из ведущих стран старается найти свои пути отслеживания космического мусора, а так же пути борьбы с ним.

### Литература

- [1] Вениаминов С.С., Червонов А.М. и др. Космический мусор — угроза человечеству. М.: ИКИ РАН, 2012.
- [2] Кessler Д.Д. и др. Синдром Кesslera: последствия для будущих космических операций. Февраль, 2010.

## УСТРОЙСТВО ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ЗАЩИЩАЕМОГО ОБЪЕКТА В ПРОЦЕССЕ ЛЕТНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

**В.Ю. Асмаковский**

vlzoom2@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В докладе рассмотрен вариант ликвидации нормально функционирующего летательного аппарата с радиолокационной головкой самонаведения при проведении летного эксперимента с целью обеспечения безопасности защищаемых объектов (ЗО).*

Испытание беспилотных летательных аппаратов (ЛА), оснащенных активной радиолокационной головкой самонаведения, сопряжено с опасностью непреднамеренного перенацеливания и последующего взятия ею на сопровождение объектов, не являющихся целью (мишенью) и находящихся в зоне возможного захвата. На испытательных полигонах (в частности морских) такими целями могут выступать корабли, мобильные транспортные и другие средства, которые так или иначе выполняют свои функции в процессе летного эксперимента.

Известные устройства обеспечения безопасности летного эксперимента не могут исключить возможности попадания в ЗО ЛА, параметры состояния которого полигонными средствами классифицируются как нормальные. Это объясняется тем, что в этих устройствах отсутствуют элементы связи, позволяющие сформировать команду на ликвидацию при наведении на ЗО.

Технической задачей, на решение которой направлено рассматриваемое устройство, является исключение попадания ЛА в ЗО.

Отличительным признаком данного устройства от других является наличие сигнализатора облучения, установленного на ЗО, выход которого соединен с входом передатчика ЗО. Выход передатчика ЗО соединен с входом приемника телеметрической информации, установленном в центре обработки информации.

Результатом применения данного устройства является то, что в случае наведения ЛА на ЗО по команде с пункта управления на борт ЛА подается команда на прекращение полета, тем самым исключая попадание в ЗО.

Принцип работы устройства следующий.

Телеметрическая и внешнетраекторная информация, характеризующая полет ЛА, и информация об облучении радиолокационной головкой самонаведения ЗО поступает в блок регистрации и обработки информации. Блок по результатам обработки этой информации формирует команду ликвидации (КЛ), которая через передатчик и бортовой приемник ЛА поступает на исполнительное устройство КЛ, находящееся на борту ЛА.

Все блоки предлагаемого устройства являются общеизвестными, а в качестве сигнализатора облучения может выступать станция предупреждения о радиолокационном облучении [1].

Реализация данного способа прекращения полета ЛА в случае его наведения на ЗО не требует больших финансовых затрат и обеспечивает высокую надежность ввиду ограниченного количества элементов связи и простоты устройства обеспечения безопасности.

Дальнейшей целью является выработка принципа работы системы ликвидации ЛА с инфракрасной головкой самонаведения.

### Литература

- [1] Оружие и технологии России. Энциклопедия. XXI век. Т. X. Авиационное вооружение и авионика. М.: Изд-во «Оружие и технологии», 2005.

## **СТРУЙНОКАПЕЛЬНЫЕ ОПТИЧЕСКИЕ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ В РЕЖИМЕ РАБОТЫ КАПЕЛЬНОГО МИКРОСКОПА ДЛЯ АКТИВНОГО КОНТРОЛЯ НЕРОВНОСТЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ИЗДЕЛИЯ**

**Е.В. Леун**

leun@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

*В докладе обсуждается разработанная струйнокапельная оптическая измерительная система (СКОИС) с возможностями работы в двух режимах: гидроструйного способа измерения линейных размеров изделий и капельного микроскопа для контроля неровностей его поверхности. Обсуждаются технические характеристики и особенности реализации второго режима работы с возможностью бескорпусного капельного микроскопа*

К настоящему времени активно совершенствуются различные направления гидротехнологий в ракетно-космических отраслях, станко-, машино- и приборостроении. В 2015 году был разработан гидроструйный способ измерения линейных размеров изделий [1], который дал импульс к серии исследований [2–4]. В основе этих работ лежит возможность использования гидроструи в качестве «жидкого световода» с одно- и многомодовыми режимами передачи света для высокоточных интерференционных измерений перемещений контролируемого объекта. Этот способ достаточно удачен для использования в приборах активного контроля размеров изделий, предназначенных для работы на металлорежущих станках, так как позволяет совместить решение задач измерений с подачей смазочно-охлаждающей жидкости (СОЖ).

Однако, представляет определенный интерес вопрос реализации возможности визуализации поверхности изделия для контроля параметров ее неровностей, отклонений формы. При этом, существует ряд ограничений, при которых по ряду причин использование высокоразрешающих быстродействующих оптических методов и средств контроля этих параметров на основе регистраторов, твердотельных микроскопов затруднено или невозможно. К таким причинам можно отнести следующие: большие массо-габаритные показатели, требования техники безопасности, обусловленные малым зазором с быстроперемещающимся обрабатываемым изделием, невозможности стабильной установки регистратора вблизи подвижной зоны контроля.

В связи с этим, актуален поиск альтернативных технических решений для решения подобных измерительных задач. И особый интерес вызывает многофункциональные технические решения, в которых совмещено достижение поставленной цели с решением других близких и родственных измерительных задач. Один из вариантов подобного связан с созданием струйнокапельных оптических измерительных систем (СКОИС) с возможностями работы, как минимум, в двух режимах: гидроструйного способа измерения линейных размеров изделий и капельного микроскопа для активного контроля неровностей его поверхности. Последний из них основан на том, что оптическая схема, состоящая из движущихся капли или капельного потока являясь фактически бескорпусной и заменяющей твердотельные оптические линзы микроскопа. В открытой печати не найдено подобных технических решений и данная разработка направлена на восполнение этого недостатка.

В докладе представлен один из первых вариантов таких систем. В первом режиме работы СКОИС реализован уже достаточно хорошо известный ранее способ измерений, связанный с формированием гидроструи, применяемой в качестве «жидкого све-

товода», для активного контроля размеров изделий за счет измерений перемещений поверхности обрабатываемого изделия.

В основе второго режима работы СКОИС лежит процесс каплеобразования за счет формирования из гидроструи в условиях вынужденного капиллярного распада капельного потока с последующим использованием капель прозрачной жидкости в качестве оптической фокусирующей линзы. В одном из вариантов регистрация изображения поверхности обрабатываемого изделия осуществляется при подлете летящей капли на расстоянии равном ее фокусному расстоянию.

В докладе рассмотрена работа СКОИС в режиме капельного микроскопа в нескольких вариантах, основанных на различных комбинациях одной или нескольких летящих шаровидных (сферических) капель одного или разных размеров, а также с учащим растекшейся по поверхности изделия капли.

Описаны основные тактико-технические характеристики разработанной СКОИС, включающие частотные характеристики при формировании капельного потока в условиях вынужденного капиллярного распада гидроструи и каплеобразованию, обсуждаются оптические и динамические параметры шаровидной и растекшейся капель. Также в докладе описаны особенности растекания капли на поверхности изделия в зависимости от ее скорости движения. Определен диапазон оптимальных значений скоростей движения, определяемый, в первую очередь, гидравлическими свойствами используемой жидкости и процессами, происходящими при ударе капли о преграду.

#### Литература

- [1] Пат. 2612349 РФ, МПК G 01 B 11/02. Струйный способ контроля линейных размеров изделий / Леун Е.В.; заявл. 23.10.2015; опубл. 07.03.2017, Бюл. № 7.
- [2] Леун Е.В. Гидроструйный интерферометрический способ контроля размеров изделий // Матер. X Международной IEEE научно-технической конференции «Динамика систем, механизмов и машин». 2016. № 1, т. 2. Омск, 2016. С. 101–109.
- [3] Леун Е.В. Интеллектуальный токарный резец с приборами активного контроля температуры зоны резания, размеров изделия и параметров формы его поверхности // Омский научный вестник. 2017. № 4. С. 87–93.
- [4] Применение гидроструйного интерферометрического способа контроля размеров изделий в ракетно-космической технике / Е.В. Леун, Д.Н. Ероменок, В.К. Сысоев и др. // XLI Академические чтения по космонавтике. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. С. 467–468.

## МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ИЗУЧЕНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ДИАГНОСТИКИ НА ОСНОВЕ БЫСТРОСКАНИРУЮЩЕЙ УЛЬТРАСТРУИ

К.С. Самсонов  
А.В. Самсонова

sams1@bk.ru  
alexandra.sevryukova@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В работе описана методика проведения экспериментальных исследований по изучению функциональных возможностей диагностики материалов и изделий на основе быстросканирующей ультраструи*

Быстросканирующая ультраструйная (БСУ) диагностика основана на динамическом (ударном) взаимодействии высокоскоростной струи жидкости и мелкодисперсного абразива с поверхностью образцов различных материалов. В результате воздействия

струи возникает эрозия материала [1]. Основным отличительным достоинством данного метода является именно то, что воздействие на диагностируемый образец динамическое (ударное), а не статическое, как в классических методах определения твердости (по Бринеллю HB, Роквеллу HR, или Виккерсу HV) и не квазистатическое как при классических фрикционных испытаниях.

Большинство существующих методов контроля физико-механических параметров качества поверхностного слоя материалов имеют ряд существенных недостатков [2-4]. БСУ диагностика является разновидностью ультразвуковой диагностики (УСД) материалов и изделий, в классическом исполнении имеет один существенный недостаток, а именно, осязаемое, инструментально фиксируемое, эрозийное разрушение исследуемой поверхности. С целью устранения этого недостатка была разработана методика проведения контрольных операций с использованием быстросканирующей (быстро перемещающейся) ультразвуку. При ее проведении используется специальная технологическая оснастка, которая позволяет достичь требуемые параметры БСУ.

Контрольно-диагностическое воздействие на исследуемую поверхность (материал, изделие, покрытие) осуществляется частицами абразива, ударяющимися в эту поверхность без пересечения отпечатков зон соударения этих частиц. Важно отметить, что БСУ, как и классическая УСД, позволяет оценить время до проведения плановых восстановительных работ и рационально подойти к вопросам выбора материалов (покрытий) для изготовления изделий ракетно-космической техники (РКТ).

Для получения информации о быстросканирующем ультразвуковым воздействием необходимо применение оборудования для акустико-эмиссионного контроля, которое необходимо закрепить на стенде с диагностируемым образцом и на режущей головке. Ультразвук будет создавать в конструкции и на диагностируемом объекте напряженное состояние, которое будет зафиксировано высокочувствительными датчиками. Далее через аналого-цифровой преобразователь результаты поступают на компьютер и обрабатываются с использованием специальной программы.

Интегрируя и анализируя результаты ударного воздействия на диагностируемый образец и сигналы от акустико-эмиссионных датчиков, можно сделать выводы о функциональных возможностях диагностики на основе БСУ.

Исключив осязаемое эрозийное разрушение на диагностируемый образец, но сохранив ударно-динамическое воздействие на локальную зону диагностирования, получаем информационные данные о возможности применения новых материалов в изделиях ракетно-космической и авиационной техники.

### Литература

- [1] Галиновский А.Л., Самсонов К.С., Севрюкова А.В., Салахатдинова А.Р. Сравнение различных методов контроля и диагностики качества керамики методом экспертного оценивания // Инноватика и экспертиза: науч. тр. М: ФГБНУ НИИ РИНКЦЭ. 2017. Вып. 1 (19). С. 64–74.
- [2] Самсонов К.С., Севрюкова А.В., Салахатдинова А.Р., Проваторов А.С. Создание систем автоматизированного проектирования контрольно-диагностических и испытательных операций // Политехнический молодежный журнал МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2017. № 7 (12). С. 1–10.
- [3] Барзов А.А., Галиновский А.Л., Хафизов М.В. Имитационное моделирование акустического излучения, возникающего при взаимодействии высокоскоростной струи жидкости с материалом // Известия вузов. Машиностроение. 2013. № 8. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/imitatsionnoe-modelirovanie-akusticheskogo-izlucheniya-voznikayuschego-pri-vzaimodeystvii-vysokoskorostnoy-strui-zhidkosti-s-materialom> (дата обращения 10.10.2018).
- [4] Барзов А.А., Галиновский А.Л., Абашин М.И. Факторная модель ультразвуковой гидроэрозии // Известия вузов. Машиностроение. 2012. № 10. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/faktornaya-model-ultrastruynoy-gidroerozii> (дата обращения 10.10.2018).

## **ВЛИЯНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ОРИЕНТАЦИИ ОБРАЗЦОВ, ИЗГОТОВЛЕННЫХ СЕЛЕКТИВНЫМ ЛАЗЕРНЫМ СПЕКАНИЕМ, НА ИХ МЕХАНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ**

**А.Н. Королёв**

alxnik@mail.ru

**В.А. Тарасов**

**В.Д. Баскаков**

baskakov\_vd@mail.ru

**Б.В. Букеткин**

**А.С. Филимонов**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В работе представлены результаты механических испытаний плоских образцов из полиамида, полученных селективным лазерным спеканием при различной угловой ориентации их оси относительно направления рабочей подачи лазерного луча. Установлено существенное влияние угловой ориентации образцов при изготовлении на их механические характеристики*

Применение аддитивных технологий в космической индустрии, авиационной промышленности, энергетическом машиностроении обусловлено не только возможностью создания уникальных по сложности деталей, узлов, и изделий в целом, но и, в ряде случаев, экономической целесообразностью [1].

Однако изготовлению реальных изделий мешают нерешенные задачи, связанные, прежде всего, с влиянием технологических факторов селективного лазерного спекания на механические характеристики выпускаемой продукции, ее точность и качество в целом.

В отечественной нормативной документации и научно-технических изданиях отсутствуют требования и рекомендации для изготовления плоских тонкостенных образцов, полученных аддитивными технологиями для механических испытаний [2]. Обоснование формы таких образцов стало одной из задач исследований, проведенных в данной работе.

В работе изучалось также влияние ориентации образцов в процессе выращивания на их механические характеристики при испытаниях на растяжение, сжатие и кручение. Образцы изготавливались из порошка полиамида марки PA2200 на технологическом устройстве лазерного спекания модели EOS P110.

Испытаниям на растяжение подвергались две группы образцов, выращенных при различной ориентации. Форма образцов выбиралась с учетом их толщины, свойств материала, учитывала особенности конструкции захватов разрывной машины и обеспечивала локализацию разрушения образцов в центральной области. Первая группа включала три образца, которые при изготовлении располагались в плоскости параллельно платформе построения и были повернуты друг относительно друга кратно на 45°. Вторая группа состояла из двух образцов, располагавшихся при изготовлении перпендикулярно платформе построения и повернутых друг относительно друга на 90°. Все образцы были плоскими с толщиной, соизмеримой с размером пятна лазера.

Анализ результатов испытаний показал, что в наибольшей степени ориентация образцов при изготовлении влияет на их прочность при растяжении. Установлено, в частности, что прочность при растяжении образцов первой группы примерно в 2 раза больше, чем второй. При испытаниях на сжатие и кручение также выявлено влияние ориентации образцов на механические характеристики.

Результаты выполненных исследований позволяют сделать вывод о том, что при спекании тонкостенных деталей, номинальная толщина которых соизмерима с пятном лазерного луча, можно за счет изменения ориентации деталей относитель-

но направления подачи лазерного луча в широких пределах управлять не только механическими характеристиками выпускаемой продукции, но и анизотропией ее свойств.

#### Литература

- [1] Horn T.J., Harrysson O.L. A. Overview of current additive manufacturing technologies and selected applications. Science Progress 09/22/2012. Science Reviews 2000 Ltd. URL: <http://www.freepatentsonline.com/article/Science-Progress/306753585.html> (accessed 12 oct 2018).
- [2] ГОСТ 11262–80. Пластмассы. Методы испытания на растяжение.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ АНИЗОТРОПИИ СТРУКТУРЫ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ ПОЛИАМИДА ПРИ ИХ ИЗГОТОВЛЕНИИ МЕТОДОМ ПОСЛОЙНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЕКАНИЯ

**П.А. Михалев**  
**А.С. Филимонов**  
**А.Н. Королёв**  
**А.М. Шувалова**

mik2502@mail.ru  
alex72@mail.ru  
alxnik@mail.ru  
nuts97@inbox.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В работе исследовалась анизотропность структуры полиамида, полученного методом селективного лазерного спекания. Предложена теоретическая модель структуры материала, позволяющая прогнозировать свойства материалов, получаемых методом 3D печати*

В настоящее время аддитивные технологии производства активно развиваются и внедряются в различные отрасли. Одним из перспективных применений видится использование подобных технологий в длительных автономных экспедициях, например, морских, полярных и т. д. В полной мере это относится к длительным космическим экспедициям, как орбитальным, так, в перспективе, и межпланетным. Главное преимущество данных технологий — возможность получить предметы любой формы, имея минимальное количество исходного материала. При этом такие ограничения, как длительность процесса изготовления в таких применениях не важна.

Однако у технологии получения изделий методом послойного лазерного спекания существует ряд недостатков. Наиболее существенным из них и недостаточно изученным является анизотропность структуры получаемого материала. Поэтому целью данной работы являлось определение параметров анизотропности получаемой структуры при печати из материалов на основе полиамида и их влияния на свойства получаемых изделий.

В работе исследовались образцы, напечатанные из порошка полиамида 12 со средним размером гранул около 80 мкм. Методами оптической и растровой электронной микроскопии проводились исследования структуры материала в разных плоскостях относительно направления печати материала. Выявлены особенности спекания отдельных частиц порошка внутри одного слоя и находящимися в разных слоях. Проведены испытания механической прочности образцов в различных направлениях относительно плоскости печати. Установлено, что прочность на разрыв отличается почти в 2 раза для направлений разрыва параллельно и перпендикулярно плоскости печати. Исследовался характер разрушения для обоих случаев.

На основе анализа получаемой структуры материалы и характера и механизмов разрушения, предложена теоретическая модель структуры материала, получаемого методом послойного спекания. Данная модель позволит прогнозировать свойства получаемого материала, определять параметры анизотропии его структуры и свойств. Также предложенная модель может быть использована при оптимизации конструкций узлов и деталей, изготавливаемых методом послойного лазерного спекания.

## **УЛЬТРАГИДРОСТРУЙНАЯ ДИАГНОСТИКА КАЧЕСТВА ДЕТАЛЕЙ С ФУНКЦИОНАЛЬНЫМИ НАНОСТРУКТУРИРОВАННЫМИ ПОКРЫТИЯМИ**

**А.Л. Галиновский**  
**А.С. Проваторов**

galcomputer@mail.ru  
provatorov\_a@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В данной работе рассматривается решение проблемы оценки качества деталей с износостойкими наноструктурированными покрытиями по результатам воздействия на них высокоскоростной гидроструи. В результате исследования была установлена зависимость между интенсивностью отслоения нанесенного покрытия от подложки и уровнем сосредоточения напряжений в испытуемом образце. Предложенный метод ультраструйной диагностики позволяет оперативно оценить физико-механические параметры и эксплуатационное состояние образцов с покрытиями, прошедших усталостное нагружение*

Несмотря на кажущееся многообразие методов диагностики покрытий [1–3], все они обладают рядом недостатков и, прежде всего, связанных с невозможностью оценить устойчивость покрытия к действию внешних знакопеременных нагрузок, имеющих волновой нестационарный характер.

Цель данного исследования состоит в разработке методики ультраструйной диагностики (УСД) износостойких наноструктурированных покрытий (НП), а задачами являются построение алгоритма диагностики, определение числа информативных параметров, выбор технологических режимов воздействия, разработка упрощенных математических моделей.

В данной работе для проведения экспериментов использовалось тонкое износостойкое покрытие толщиной 4 мкм на основе нитрида титана (TiN), нанесенное на подложку (ГОСТ 25.502) из слаболегированной стали 08X18H10 методом ионно-плазменного осаждения.

Усталостные испытания проводились по следующему алгоритму: первый образец испытывался до образования макротрещины на образце (или его разрушения) число циклов нагружения  $N$  фиксировалось счетчиком импульсов. Затем число циклов для каждого последующего образца уменьшалось на 25%, таким образом, были получены образцы, прошедшие известное число циклов нагружения.

Процесс усталостных испытаний был смоделирован методом конечных элементов. При разработке математической модели в ее основу была положена объемная модель стандартного образца для испытаний (ГОСТ 25.502).

На основе полученной в результате расчета картины полей напряжений были определены координаты расположения реперных аналитических точек 1, 2 и 3, где первая точка — точка максимальных напряжений, вторая точка — точка средних значений и третья точка область практически не подверженная усталостной нагрузке.

Все образцы, прошедшие усталостные испытания, были подвержены процедуре УСД по известной методике [4]. При изучении гидрокаверн по длине образца в реперных точках 1, 2 и 3 было установлено, что растрескивание и отслоение нанесенного покрытия от подложки было наиболее характерно выражено в месте сосредоточения наибольших напряжений.

Также с ростом числа циклов усталостного нагружения происходит накопление поврежденности в материале покрытия и самого образца тем больше, чем ближе соответствующая реперная точка расположена к зоне с наибольшими напряжениями.

Сравнение данных морфологии поверхности покрытий с глубиной гидрокаверн показало, что с увеличением числа циклов с 40 000 до 60 000 уменьшается глубина гидрокаверн в связи с выработкой пластичности материала и повышением твердости. При этом с приближением к реперной точке 1 (точке максимальных напряжений) глубина уменьшается интенсивнее. Однако для 80 000 циклов в той же зоне наблюдается увеличение глубины. Это связано с вариативно-расклинивающим влиянием высокого ( $P > 100$  МПа) гидродавления ультраструи на кинетику зарождения, развития и слияния поверхностных трещино-подобных микро- и макродефектов между собой и ниже лежащими аналогичными несплошностями в подповерхностном слое.

Методика, предложенная в данном эксперименте, позволяет произвести оценку эксплуатационно-технологических характеристик НП. Предложенная методика процесса ультраструйной диагностики позволит оперативно оценить физико-механические параметры и эксплуатационное состояние покрытий, нанесенных на образцы и прошедших усталостное нагружение.

#### Литература

- [1] Levashov E.A., Shtansky D.V., Kiryukhantsev-Korneev Ph.V. et al. Multifunctional Nanostructured Coatings: Formation, Structure, and the Uniformity of Measuring Their Mechanical and Tribological Properties // Russian Metallurgy (Metally). 2010. No 10. P.917–935.
- [2] Levashov E.A., Petrzhik M.I., Tyurina (Bychkova) M.Ya. et al. Multilayer nanostructured heat-generating coatings. Preparation and certification of mechanical and tribological properties // Metallurgist. 2011. Vol. 54, no 9–10. P. 623–634.
- [3] Панин В.Е., Сергеев В.П., Панин А.В. Наноструктурирование поверхностных слоев конструкционных материалов и нанесение наноструктурных покрытий. 2-е изд. Томск: Изд-во ТПУ, 2010. 254 с.
- [4] Абашин М.И., Барзов А.А., Галиновский А.Л., Шутеев В.А. Ультраструйная экспресс-диагностика материалов и изделий машиностроения // Научно-технические ведомости СПбГПУ. 2011. С. 141–147.

## ПРОБЛЕМЫ ПРИМЕНЕНИЯ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ПРОЦЕССЕ СОЗДАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**И.В. Кузнецов**

iv.kuznetsov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В статье проводится детальный анализ проблем, которые могут возникнуть при применении аддитивных технологий. Рассмотрено влияние различных факторов, сопровождающих процесс производства малых космических аппаратов.*

Коммерциализация деятельности в космосе создает предпосылки для использования аддитивных технологий [1]. В настоящее время стоимость создания малых космиче-

ских аппаратов с использованием традиционных технологий производства достаточно велика.

Особенности аддитивных технологий позволяют внести изменения в основы используемых технологий производства и цепочек создания ценности по нескольким направлениям. В основном это касается реализации гибких процессов разработки продукции, изготовления компонентов сложных геометрических форм из высокотехнологичных материалов, а также возможности изготовления компонентов не на основном месте производства [2]. Все перечисленное позволяет организовать быстрое и дешевое мелкосерийное производство по индивидуальному заказу. Сдерживающим фактором в данном случае является неотработанность аддитивных технологий.

Существенное влияние на развитие и внедрение аддитивных технологий влияет образование и подготовка специалистов в этой области. Новые методы работы с конструкторской и технической документацией, а также отказ от их «бумажных» версий, оказывают влияние на разработку конструкций и технологические процессы. В то же время на предприятиях отрасли отсутствуют новые бизнес-модели функционирования.

Использование аддитивных технологий позволяет снизить затраты времени и средств до 70 % [3]. Это происходит за счет значительного снижения количества технологических переходов, технологического цикла, а также снижения количества единиц задействованного оборудования и персонала. В то же время барьером для развития является недостаток информации о возможностях технологий, которой производители неохотно делятся с покупателями оборудования. Это связано с защитой интеллектуальной собственности, санкциями и недостаточной стандартизацией аддитивного производства.

Значительным фактором, сдерживающим массовое применение аддитивных технологий, является высокая стоимость оборудования и материалов. Положительные сдвиги в этом направлении позволят производителям малых космических аппаратов существенно сократить номенклатуру приобретаемых и хранящихся материалов и полуфабрикатов.

Данный анализ позволяет более эффективно использовать аддитивные технологии при создании малых космических аппаратов. В то же время проведение экспериментальных исследований в данной области [4] развивает потенциал применения аддитивных технологий.

#### Литература

- [1] Абламейко С. В., Саечников В. А., Спиридонов А. А. Малые космические аппараты. М., 2012.
- [2] Большаков А., Чеканова О. Наступила ли эпоха аддитивных технологий в отечественной промышленности // Вектор высоких технологий. 2017. № 01. С. 10–16.
- [3] Геча В. Я. и др. Применение аддитивных технологий и новых материалов для создания малых космических аппаратов // Решетневские чтения. 2017. №. 21–1.
- [4] Блинов В. Н. и др. Экспериментальные исследования элементов корректирующей двигательной установки малых космических аппаратов, изготовленных по аддитивной технологии // Проблемы машиноведения. 2018. С. 16–28.

## РАЗРАБОТКА И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕПЛОИЗОЛИРУЮЩИХ ПОКРЫТИЙ НАСОСНО-КОМПРЕССОРНЫХ ТРУБ НА ОСНОВЕ БАЗАЛЬТОВЫХ И СТЕКЛЯННЫХ ВОЛОКОН

**М.А. Комков**  
**Ю.З. Болотин**  
**О.В. Зарубина**  
**В.И. Никитин**

m\_komkov@list.ru  
ub52@mail.ru  
ov\_zarubina@mail.ru  
vovanikitin1997@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Показано, что теплоизолирующее покрытие из базальтовых и стеклянных волокон насосно-компрессорных труб имеет ограничения по толщине стенки изоляции и величине погонной массы. Показано, чтобы достигнуть существенного снижения коэффициента теплопроводности материала из исходных штапельных волокон необходимо их измельчение и очистка от примесей жидкостным способом. Представлены результаты исследований высокотемпературной и низкоплотной теплоизоляции из коротких базальтовых волокон и связки из глинозема.*

Одним из эффективных направлений в освоении высоковязких и трудно извлекаемых запасов нефти на территории Российской Федерации (более 70 %) [1], залегаемых на глубине 2...3 км, является применение технологий паротеплового воздействия на нефтеносные пласты. Разогрев пластов осуществляют путем длительной закачки в устье скважины сухого пара с высокими начальными параметрами (температурой 420...450 °С под давлением 35 МПа и более [2]) с переходом к нефтеносному пласту пара с температурой 350...400 °С. Разработка теплоизолированных насосно-компрессорных труб (НКТ) с одной стороны ограничена максимальным диаметром теплоизоляции, а с другой — получением минимальной погонной массы [3].

В настоящее время для закачки в пласт перегретого пара с температурой до 325 °С и давлением 16 МПа применяются двухслойные с экранно-вакуумной теплоизоляцией НКТ или «термокейсы» [4], с проходным диаметром 40 и 62 мм, применяемых в стволах с внешним диаметром обсадной трубой 168 мм. Однако возможности «термокейсов» ограничены низким рабочим давлением и относительно невысокой температурой, а также значительной погонной массой, соответственно равной 19,6 и 32,3 кг/м, что ограничивает условия их применение в скважинах глубиной более 1,5 км.

Целью работы является создание новой конструкции многослойных насосно-компрессорных труб с теплоизолирующим покрытием на основе базальтовых и стеклянных волокон для закачки перегретого до температуры 420 °С под давлением 35 МПа в нефтяной пласт глубиной до 3000 м.

Для проведения теплофизических исследований был разработан теплоизоляционный материал (ТИМ) на основе коротких базальтовых волокон, полученных путем измельчения и очистки от примесей исходных волокон в камере жидкостного дезинтегратора, и 5...6 % связки из Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> на основе раствора сернокислого алюминия.

### Литература

- [1] Комков М.А., Моисеев В.А., Тарасов В.А., Тимофеев М.П. Уменьшение негативного влияния на биосферу при добыче тяжелой нефти и экологически чистая технология закачки пара сверхкритических параметров в нефтяные пласты за счет создания новых насосно-компрессорных труб с экологически чистым теплозащитным покрытием // Геофизические процессы и биосфера. 2015. Т. 14. № 1. С. 70–79.
- [2] Моисеев В.А., Моисеев А.В., Комков М.А., Фролов В.И. Высокотемпературный энергосберегающий нефтепромысловый паропровод // Биржа интеллектуальной собственности. 2012. № 9. С. 57–60.

- [3] Комков М.А., Баданина Ю.В., Тимофеев М.П. Разработка и исследование термостойких покрытий трубопроводов из коротких базальтовых волокон. //Инженерный журнал: наука и инновации. 2014. № 2 (26).
- [4] Баданина Ю.В. Разработка и исследование теплоизолирующих конструкций трубопроводов на основе коротких базальтовых волокон. // Достижения науки и образования. 2016. №4 (5). С. 13–17.

## НЕСТАЦИОНАРНЫЕ КОЛЕБАНИЯ КРЫЛОЙ РАКЕТЫ В НЕСЖИМАЕМОМ ПОТОКЕ ВОЗДУХА

О.В. Благодырева

OksanaBlag@yandex.ru

АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение»

*Проведен расчет аэроупругой устойчивости упругой крылатой ракеты, совершающей нестационарные колебания в несжимаемом потоке воздуха. Ракета смоделирована на основе метода Ритца и на основе метода конечных элементов*

Исследование аэроупругих колебаний крылатой ракеты, совершающей продольное короткопериодическое движение в несжимаемом потоке воздуха, является важной частью определения эффективности ее применения. При достижении ракетой определенной критической скорости полета существует опасность возникновения незатухающих упругих колебаний, которые, в свою очередь, могут привести к потере управляемости и разрушению конструкции.

Определение точного аналитического решения задачи об аэроупругих колебаниях произвольного летательного аппарата (ЛА) представляет собой непростую задачу, так как современные ЛА имеют достаточно сложную конструкцию. Поэтому для исследования аэроупругой устойчивости часто применяют приближенные методы решения. В работе рассматриваются два наиболее часто встречающихся метода решения задачи: метод Ритца и метод конечных элементов (МКЭ).

Модель ракеты на основании балочной схемы включает в себя фюзеляж, две прямые консоли крыла и отклоняемые органы управления — рули высоты. Корпус и крыло представляются упругими балками, работающими на изгиб с поперечным сдвигом и на кручение, а стабилизатор ракеты рассматривается как абсолютно жесткое тело. Ранее в работах автора [1, 2] были приведены решения задачи об аэроупругих колебаниях крылатой ракеты в дозвуковом потоке воздуха в случае абсолютно жесткого корпуса.

Предполагается, что упругие колебания консолей крыла происходят в соответствии с гипотезой плоских сечений. Нестационарные аэродинамические нагрузки (приращение давления и обобщенные силы) определяются на основе точного решения Кюсснера [3] в виде ряда для гармонических колебаний профиля крыла, в котором функция Теодорсена аппроксимируется суммой дробных функций с полюсами. Во временной области эти функции заменяются неизвестными функциями, удовлетворяющими обыкновенным дифференциальным уравнениям первого порядка.

Также в модели учитывается продольное сжатие корпуса ракеты под влиянием силы тяги двигателя.

Неизвестные функции поперечных перемещений оси фюзеляжа, поперечных перемещений оси крыла и угла закручивания крыла представляются в виде разложений по обобщенным координатам, представляющим собой движение по собственным формам колебаний свободной конструкции с закрепленными органами управления. Рассмотрены три модели крылатой ракеты: 1) фюзеляж и крыло моделируются на ос-

нове метода Ритца; 2) фюзеляж моделируется с помощью метода Ритца, а крыло с помощью МКЭ; 3) конечно-элементная модель ракеты. Построены графики изменения собственных частот ракеты в зависимости от изменения скорости полета и силы тяги двигателя. Определены критические скорости и области устойчивости полета ракеты соответственно для каждого из методов.

Сравнение результатов расчетов, выполненных для рассматриваемых моделей, показало, что все три модели дают достаточно близкие значения. Это говорит о том, что каждую из этих моделей можно использовать для отыскания приближенного решения задачи аэроупругой устойчивости с достаточно высокой точностью.

Все вычисления выполнены автором в программной среде Wolfram Mathematica 8.

#### Литература

- [1] Благодырева О.В. Применение метода Ритца и метода конечных элементов к расчету аэроупругих колебаний крылатой ракеты // Труды МАИ. 2017. Вып. № 95. URL: [www.mai.ru/science/trudy/](http://www.mai.ru/science/trudy/) (дата обращения 12.08.2018).
- [2] Благодырева О.В. Задача об аэроупругих колебаниях крылатой ракеты на основе метода Ритца ракеты // Труды МАИ. 2018. Вып. № 100. URL: [www.mai.ru/science/trudy/](http://www.mai.ru/science/trudy/) (дата обращения 12.08.2018).
- [3] Гришанина Т.В., Шклярчук Ф.Н. Неустойчивые колебания деформируемого профиля крыла в несжимаемом потоке // Известия вузов. Авиационная техника. 2009. № 2. С. 3–7.



## КОСМИЧЕСКАЯ БИОЛОГИЯ И МЕДИЦИНА

### СОВМЕСТНАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ В НАЗЕМНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТАХ С КАМЕРНОЙ ИЗОЛЯЦИЕЙ

**К.Н. Еськов**

eskov@imbp.ru

ГНЦ РФ — Институт медико-биологических проблем РАН

*Проведена сравнительная оценка индивидуального вклада отдельного оператора в результативность совместной деятельности при выполнении методики ГОМЕОСТАТ на заключительной стадии изоляционного периода.*

В последние годы малая группа как объект социально-психологических исследований изучается широко и всесторонне. Специфика космической проблематики остро ставит вопрос о необходимости исследовать групповую динамику в условиях длительной, а в перспективе сверхдлительной (свыше одного года) изоляции.

К настоящему времени в Институте медико-биологических проблем и за рубежом (с участием сотрудников Института) проведен ряд наземных экспериментов с камерной изоляцией, в которых для изучения особенностей группового взаимодействия использовался компьютерный вариант методики ГОМЕОСТАТ — инструментальной модели взаимозависимой операторской деятельности.

Цель работы — оценка индивидуального вклада отдельного оператора в результативность групповой деятельности.

В исследовании использовались данные, полученные при проведении методики ГОМЕОСТАТ в трех наземных экспериментах с камерной изоляцией. Методика ГОМЕОСТАТ проводилась (в отдельных сеансах тестирования) с использованием оригинального методического приема — последовательного исключения из совместной деятельности (решения гомеостатической задачи) одного из операторов. При этом отключалось только его влияние на партнеров, а оператор не подозревал, что выключен из совместной деятельности.

Использованный методический прием позволяет оценить вклад отдельного оператора в результативность совместной деятельности. Сравнивая успешность решения гомеостатической задачи группой без участия одного из операторов можно судить о возможных проблемах, вносимых этим оператором в процесс группового взаимодействия. Чем выше успешность совместных действий при отключении рассматриваемого оператора, тем больше оснований для вопросов к особенностям индивидуального поведения отключенного оператора при решении совместных задач.

Анализ данных, показал, что в экспериментальной группе из четырех операторов на заключительной стадии совместной изоляции можно выделить одного из участников, при отключении которого наблюдается заметное повышение успешности решения гомеостатических задач.

В группе, состоящей из четырех человек, находящейся длительное время в условиях ограниченного пространства, непрерывно проходит процесс оптимизации внутригруппового взаимодействия. Одним из проявлений данного процесса является наблюдаемое стремление к единению троих и отторжению четвертого участника

группы. Очевидно, в подобных сложных условиях следует признать оптимальным количественный состав малой группы — три человека.

В одном из экспериментов был реализован новый методический прием — исключенный оператор не просто выключался из процесса совместной деятельности, а заменялся компьютерной подпрограммой, эмулирующей действия оператора с нейтральной тактикой поведения.

Замена исключенного оператора специальной компьютерной программой, эмулирующей действия оператора с нейтральной тактикой поведения, — оригинальный методический прием, который позволил унифицировать процедуру предъявления методики ГОМЕОСТАТ группе из трех операторов (а в перспективе из двух и даже одного оператора), как к группе из четырех операторов. Результаты, полученные при проведении методики ГОМЕОСТАТ с использованием этого методического приема для групп с разным количеством участников, являются сопоставимыми при проведении сравнительного анализа.

Несомненно, в разных группах, в различных ситуациях поведение отдельного индивида изменяется, но, учитывая стабильность основных личностных характеристик практически здорового человека, можно утверждать, что вектор поведения сохраняет свое направление. Таким образом, можно предположить, что, создав некую гибридную (виртуально-реальную) группу (современные компьютерные технологии позволяют это), появится возможность изучить поведение отдельного индивида в такой группе и оценить его способность к реальному групповому взаимодействию. Эта способность является важной личностной особенностью человека, которая до сих пор специально не изучалась.

## ЭЭГ-ПАТТЕРН КАК ОТРАЖЕНИЕ ИНДИВИДУАЛЬНЫХ НЕЙРОФИЗИОЛОГИЧЕСКИХ ОСОБЕННОСТЕЙ

**Д.В. Счастливецва**

scdarya@yandex.ru

**Т.И. Котровская**

ГНЦ РФ — ИМБП РАН

*Биопотенциалы коры головного мозга человека — один из существенных элементов, определяющих индивидуальный психофизиологический портрет человека. В ряде исследований было показано, что характеристики биопотенциалов весьма разнообразны и индивидуально устойчивы, что дает возможность предположить существование определенной зависимости между основными свойствами высшей нервной деятельности и биоэлектрической активностью мозга.*

Особенности биоэлектрической активности мозга, психические процессы и уровни функционального состояния центральной нервной системы (ЦНС) обладают большой вариативностью, поэтому при сопоставлении этих параметров необходимо учитывать возможность возрастной и гендерной динамики некоторых личностных особенностей, формирующее влияние воздействующего фактора, а также методик психофизиологического обследования на личность в целом. Из литературных данных известно, что существует зависимость электроэнцефалографических признаков от пола, например, ширина альфа-диапазона больше у мужчин, а вариативность амплитуды альфа-веретена — у женщин; исследования (Бельских И.А. и др., 2011) спонтанной ЭЭГ в состоянии спокойного бодрствования 586 студентов медицинского университета (186 мужчин и 397 женщин) показали, что индивидуальный уровень активации ЦНС жен-

щин выше по сравнению с мужчинами (индексы и средние спектры бета-нижнего и бета-верхнего ритмов у женщин выше, индекс дельта ниже). У мужчин преобладает внутриволновая (продольная) пространственно-временная когерентность в диапазонах бета-нижнего и бета-верхнего ритмов. У женщин, наоборот, преобладает межволновая (поперечная) когерентность в диапазонах всех физиологических ритмов.

Целью данной работы являлось выявить различия в показателях спонтанной ЭЭГ у добровольцев мужчин и женщин.

Исследовали биопотенциалы 40 человек мужского пола в возрасте от 20 до 45 лет ( $33,1 \pm 1,27$ ) и 20 — женского пола — от 22 до 58 лет ( $29,35 \pm 1,75$ ), которые принимали участие в экспериментальных исследованиях ГНЦ РФ — ИМБП РАН с участием человека при различном гендерном составе. Для определения нейрофизиологических показателей регистрировали биопотенциалы коры головного мозга человека методом электроэнцефалографии. Запись ЭЭГ осуществлялась в состоянии спокойного бодрствования, глаза закрыты, монополярно от 19 стандартных отведений по международной системе 10-20% от фронтальных (F), центральных (C), темпоральных (T), париетальных (P) и окципитальных (O) областей обеих гемисфер неокортекса относительно ушных референтных электродов. Результаты обрабатывали методом спектрально-корреляционного анализа на основе быстрого преобразования Фурье, рассчитывая относительные значения мощности (ОЗМ) спектра основных ЭЭГ-диапазонов для каждого отведения, а также суммарно для всех отведений. Вторичная обработка проводилась по стандартным статистическим методикам программного пакета Statistica 10.

Анализ рандомизированных выборок показал, что у женщин ОЗМ дельта- и тета-диапазонов ЭЭГ спектра был ниже на 6,3% ( $p \geq 0,05$ ) и 24,3% ( $p \geq 0,01$ ) соответственно, ОЗМ альфа-диапазона на 27,2% ( $p \geq 0,01$ ) выше по сравнению с мужчинами-добровольцами, различия в бета-диапазоне не выявлены. Эти показатели лишь частично совпадают с полученными Бельским И.А. с соавторами данными.

Поскольку выборка в нашем случае невелика, было сделано предположение, что при сравнении групп ЭЭГ мужчин и женщин с подобранными парами по сходству ЭЭГ-паттернов в соответствии с классификацией Жирмунской, будут получены иные результаты. Пары подбирались таким образом, чтобы определенному типу ЭЭГ-паттерна в одной группе соответствовал тот же тип ЭЭГ-паттерна в другой. Таким образом подобрали 20 пар. В этом случае ОЗМ бета-диапазона ЭЭГ-спектра у женщин больше на 20,1 % ( $p \leq 0,001$ ), чем у мужчин-добровольцев, а ОЗМ альфа-диапазона на уровне тенденции ( $p \geq 0,06$ ) у женщин на 5 % меньше, по сравнению с мужчинами. Эти показатели свидетельствуют о более высоком уровне активации ЦНС женщин по сравнению с мужчинами и больше соответствует данным, полученным другими авторами, хотя в литературе не указано применение классификации паттернов по Жирмунской. Таким образом, при анализе ЭЭГ-паттернов мужчин и женщин в небольших выборках следует учитывать не только рандомизированные показатели ЭЭГ, но и индивидуальные типы ЭЭГ-паттернов.

## **«СУХАЯ» ИММЕРСИЯ КАК НАЗЕМНАЯ ФИЗИОЛОГИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ МИКРОГРАВИТАЦИИ. УСЛОВИЯ ПРОВЕДЕНИЯ**

**Л.Е. Амирова**

lyubove.dmitrieva@gmail.com

**В.В. Китов**

**Е.С. Томиловская**

**Т.А. Шигуева**

t.shigueva@gmail.com

ГНЦ РФ — Институт медико-биологических проблем РАН, Москва

*Важнейший вклад в развитие современных представлений о природе влияний микрогравитации на сенсомоторные функции внесли систематические наземные модельные исследования. Одной из наиболее перспективных моделей для исследований нарушений, возникающих в условиях микрогравитации является иммерсия — погружение в жидкую среду, равную по плотности тканям человеческого организма.*

В начале 60-х годов XX в. исследователи приступили к изучению физиологических эффектов иммерсии с целью определения возможности использования ее для наземной имитации эффектов невесомости. Разработанная в начале 1970-х годов сотрудниками Института медико-биологических проблем К.Б. Шульженко и И.Ф. Виль-Вильямс [1] модель «сухой» иммерсии получила широкое распространение не только в России, но и в мире.

При проведении иммерсионного эксперимента испытуемый погружается в иммерсионную ванну, представляющую собой емкость с водой размером 256 × 148 × 110 см, покрытую водонепроницаемой и высокоэластичной тканью большой площади, что позволяет человеку свободно разместиться в толще воды, не соприкасаясь при этом с бортами и дном ванны. При погружении в иммерсионную среду тело испытуемого подвергается равномерному воздействию выталкивающей силы воды, опорная и весовая нагрузка при этом распределяется равномерно по всей поверхности тела, что воспринимается центральной нервной системой, как отсутствие опоры и веса. В целом в иммерсионной среде полностью воспроизводятся такие эффекты невесомости, как гиподинамия, устранение вертикального сосудистого градиента, устранение весовой нагрузки и, соответственно, опорных раздражений. Три этих фактора являются фундаментальной основой развития неблагоприятных эффектов невесомости, как в реальном космическом полете, так и в «сухой» иммерсии.

Существует несколько протоколов и методических подходов к иммерсионному погружению. В настоящий момент «мокрая» (когда кожа испытуемого непосредственно контактирует с водой иммерсионной чаши) и «костюмная» (испытуемый одет в водонепроницаемый костюм, но находится в открытой воде) иммерсии мало применяются. Наиболее продуктивной экспериментально является «сухая» иммерсия, эффекты которой выявляют существенную зависимость от степени погружения. Исходно большое количество экспериментов было проведено в сидячем положении. В дальнейшем наиболее распространено погружение по подмышечные впадины и шею, которое позволяет получить значительные эффекты влияния микрогравитации на организм, оставляя руки испытуемого свободными для операторской деятельности [2].

Длительность иммерсионного воздействия может варьироваться от нескольких часов до 56-ти суток (с применением профилактических воздействий) в зависимости от целей эксперимента.

В протоколе, применяемом в ГНЦ РФ — ИМБП РАН перед погружением в иммерсионную ванну все кандидаты в испытуемые в обязательном порядке проходят медицинскую комиссию, которая дает заключение о возможности/невозможности участия в эксперименте.

При нахождении в иммерсионной среде у испытуемого ограничивается количество движений — запрещается проводить разминку, активно двигать конечностями, опираться и отталкиваться от бортов ванны. Объем двигательной активности регистрируется актографами, находящимися на конечностях испытуемого. Для предотвращения раздражения кожи испытуемого между ним и водонепроницаемой пленкой прокладывают хлопчатобумажную простынь. В иммерсионной ванне устанавливается комфортная для испытуемого температура воды, составляющая в среднем  $32 \pm 1,0$  °С.

Прием пищи осуществляется в иммерсионной ванне и не требует подъема испытуемого. Под спину и плечи испытуемого подкладывают подушку, добиваясь, положения полулежа, после чего перед испытуемым ставят поднос с едой и столовыми приборами. Рекомендуемая медицинская диета — № 15, с обязательным исключением газообразующих продуктов. Во время пребывания в иммерсионной ванне испытуемому запрещается потреблять тонизирующие напитки и алкоголь.

На гигиенические процедуры отводится не больше 15 минут в день, на время которых испытуемому разрешается покинуть иммерсионную ванну. Во время гигиенического туалета испытуемого исключают периоды вертикализации, все манипуляции проводят по возможности в горизонтальном положении. Во время отсутствия испытуемого в иммерсионной ванне проводят гигиену водонепроницаемой пленки и замену простыни.

Практическое применение модели. С начала XXI века сотрудниками Института медико-биологических проблем было проведено 15 комплексных исследований состояния организма человека в «сухой» иммерсии, включающих обследование 169 человек. Длительность воздействий составляла 6 часов, 3, 5 и 7 суток.

Адекватность воспроизведения физиологических эффектов микрогравитации в «сухой» иммерсии позволяет не только оценивать ее «чистое» влияние на организм, но и отрабатывать протоколы применения средств профилактики и исследовать их эффективность, как для реального космического полета, так и для клинических исследований. В конце 70-х годов проводились широкие исследования эффективности применения центрифуги короткого радиуса. Позже в иммерсионных экспериментах исследовали эффективность новых средств профилактики негативных влияний невесомости, таких как водно-солевые добавки, фармакологические средства, велоэргометрия, окклюзионные манжеты, аксиальное весовое нагружение, механическая стимуляция опорных зон стоп в режиме локомоций, а также высоко- и низкочастотная электромиостимуляция мышц бедра и голени в предотвращении негативных влияний гравитационной разгрузки на организм человека [3]. Одно из недавних исследований эффектов электромиостимуляции является перспективным в научном плане, так как данный вид стимуляции может оказывать помимо прямого эффекта на мышцы дополнительное проприоцептивное влияние на характеристики активности двигательных единиц мотонейронного пула мышц голени.

*Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ  
в рамках научного проекта № 18-315-00287 мол\_а.*

#### Литература

- [1] Шульженко Е.Б., Виль-Вильямс И.Ф. Имитация детренированности организма методом «сухого» погружения // Х чтения К.Э. Циолковского. М., 1975. С. 39–47.
- [2] Long-term dry immersion: review and prospects / N.M. Navasjolava et al. // European Journal of Applied Physiology. 2011. Vol. 111. P. 1235–1260.
- [3] Космическая медицина и биология: сборник научных статей / под ред. А.И. Григорьева, И.Б. Ушакова. М.: ИМБП, 2013. С. 544–561.

## **ВЛИЯНИЕ БЕЗОПОРНОСТИ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗБУДИТЕЛЬНЫХ И ТОРМОЗНЫХ ПРОЦЕССОВ В МОТОНЕЙРОНАХ РАЗГИБАТЕЛЕЙ ГОЛЕНИ**

**Т.А. Шигуева**

t.shigueva@gmail.com

**Л.Е. Амирова**

**В.В. Китов**

**И.Б. Козловская**

**Е.С. Томиловская**

ГНЦ РФ — Институт медико-биологических проблем РАН, Москва

*Исследовали характеристики возбудительных и тормозных процессов в системе проприоцептивных рефлексов в условиях глубокой опорной депривации; последняя обуславливалась длительным воздействием «сухой» иммерсии. Показано, что в условиях снижения опорных нагрузок развивается гиперсензитивность в системе Н-рефлекса и наблюдается снижение интенсивности тормозных и возбудительных процессов в мотонейронном пуле разгибателей, устраняемое при предъявлении опорной нагрузки.*

Известно, что в условиях гравитационной разгрузки изменяется деятельность ряда афферентных систем, развиваются атонические и атрофические изменения мышечного аппарата, изменяется активность тонических мотонейронов, следствием чего является изменение порядка вовлечения двигательных единиц (ДЕ) при осуществлении движений конечностей: задача поддержания небольшого усилия, в нормальных условиях реализуемая за счет малых низкопороговых ДЕ, в условиях микрогравитации обеспечивается вовлечением больших ДЕ с большими межимпульсными интервалами [1]. Согласно данным проведенных ранее исследований, ведущую роль в развитии этих нарушений играет снижение активности опорного афферентного входа [2, 3].

Целью работы являлось изучение влияния опорной разгрузки на характеристики возбудительных и тормозных процессов в мотонейронах разгибателей голени (*m. soleus* и *m. gastrocnemius lat.*).

В качестве экспериментальной модели опорной разгрузки использовали модель микрогравитации — «сухую» иммерсию (СИ). Метод СИ является наиболее перспективным в исследовании двигательных эффектов гипогравитации у человека [4].

Работа выполнялась с участием 12-ти испытуемых — здоровых мужчин, подразделявшихся на две равные по численности группы — контрольную («Иммерсия») и экспериментальную («Иммерсия + КОР»). В группе «Иммерсия» испытуемые находились в СИ без применения каких-либо других воздействий; в группе «Иммерсия + КОР» в ходе пребывания в СИ ежедневно применялась механостимуляция опорных зон стоп в режиме локомоций с использованием устройства «Компенсатор опорной разгрузки» (КОР).

Для исследования влияния опорной разгрузки на интенсивность спинальных тормозных процессов в мотонейронных пулах мышц голени на фоне произвольной активации ДЕ вызывали Н-рефлекс, нанося на *n. tibialis* электрические одиночные импульсы. Реализация Н-ответа сопровождалась торможением активности в мышцах *m. soleus* и *m. gastrocnemius lat.* — проявление феномена «периода молчания» (ПМ), сопровождавшая в свою очередь всплеском электромиографической активности — феноменом «отдачи». В ходе анализа результатов исследования определяли длительность ПМ и интенсивность феномена «отдачи», а также строили гистограммы распределения межимпульсных интервалов ДЕ в течение 400 мс после нанесения стимула, вызывающего Н-рефлекс. Одновременно определяли временные и амплитудные характеристики Н-ответа.

В фоновых исследованиях активности ДЕ при реализации рефлекторных ответов ПМ мышц голени составлял в среднем в *m. soleus* 190 мс, а в *m. gastrocnemius lat.* — 230 мс, но с большей вариативностью.

В контрольной группе «Иммерсия» на 2-е и 3-е сутки иммерсионного воздействия в *m. soleus* ПМ существенно уменьшился ( $p < 0,05$ ), составив 118 мс и 100 мс, соответственно, в *m. gastrocnemius lat.* также наблюдалось уменьшение ПМ, составившего на 2-е сутки 195 мс и 182 мс — на 3-и сутки СИ. На 2-е сутки после окончания иммерсии длительность ПМ в обеих мышцах возвращалась к фоновым значениям, с большей вариативностью.

В экспериментальной группе «Иммерсия + КОР» с ежедневным применением опорных раздражений в режиме локомоций (2 часа/сутки) в ходе иммерсии в *m. soleus* характеристики следовых процессов в активности ДЕ не изменились, длительность ПМ оставалась близкой к фоновой — 210 мс. При этом в *m. gastrocnemius lat.* она была снижена, но менее существенно, чем в условиях «чистой» иммерсии (группа «Иммерсия»), составляя 192 мс.

По окончании ПМ в фоновых исследованиях регистрировался феномен «отдачи», при которой активность ДЕ в обеих мышцах увеличивалась. В условиях СИ в группе «Иммерсия» в обеих мышцах признаков облегчения («отдачи») после окончания ПМ не наблюдалось. В группе «Иммерсия + КОР», феномен «отдачи» сохранялся.

Таким образом, устранение опоры, согласно полученным данным, сопровождалось снижением интенсивности как процессов торможения (период молчания), так и облегчения («отдачи»). Предъявление в этих условиях искусственных опорных раздражений усиливало интенсивность обоих процессов.

Характеристики спинальной рефлекторной активности также подвергались изменениям в ходе СИ. В условиях СИ развивалась выраженная гипресензитивность спинальных рефлекторных механизмов, что проявлялось, прежде всего, существенным снижением порогов рефлекторных ответов и увеличением их амплитуд. В группе «Иммерсия» порог Н-рефлекса снизился на 48 % ( $p < 0,05$ ) — в *m. soleus* и на 47 % ( $p < 0,05$ ) в *m. gastrocnemius lat.* В группе «Иммерсия + КОР» с ежедневной механостимуляцией опорных зон стоп изменения этого параметра в течение СИ были менее выражены: в *m. soleus* снижение порога Н-рефлекса составило 23%, в *m. gastrocnemius lat.* — 26 % ( $p < 0,05$ ). После окончания иммерсионного воздействия в обеих группах наблюдалась тенденция к восстановлению порога Н-рефлекса исследуемых мышц. Амплитуда рефлекторного ответа в группе «Иммерсия» к 3-м суткам СИ значительно возрастала — в *m. gastrocnemius lat.* на 73 % ( $p < 0,05$ ), в *m. soleus* на 46 % ( $p < 0,05$ ). В группе «Иммерсия + КОР» в ходе СИ отмечалось незначительное снижение амплитуды рефлекторного ответа в обеих мышцах.

Таким образом, показано, что в генезе гипогравитационной гиперрефлексии спинальных механизмов существенная, а возможно, и основная роль принадлежит снижению интенсивности тормозных процессов. Генератором этих тормозных процессов в системе спинальных проприоцептивных рефлексов является опорная афферентация. Устранение опоры сопровождается уменьшением выраженности следовых процессов. Искусственные опорные раздражения в этих условиях устраняют отмеченные эффекты.

*Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ  
в рамках научного проекта № 18-315-00287 мол\_а.*

#### Литература

- [1] Effect of Support Deprivation on the Order of Motor Unit Recruitment / T.A. Shigueva et al. // Human Physiology. 2015. Vol. 41, no 7. P. 813–816.

- [2] Григорьев А.И., Козловская И.Б., Шенкман Б.С. Роль опорной афферентации в организации тонической мышечной системы // Российский физиологический журнал им. И.М. Сеченова. 2004. Т. 90, № 5. С. 508–521.
- [3] Role of support afferentation in control of the tonic muscle activity / I.B. Kozlovskaya et al. // Journal Acta Astronautica. 2007. Vol. 60, no 4–7. P. 285–294.
- [4] Шульженко Е.Б., Виль-Вильямс И.Ф. Имитация детренированности организма методом «сухого» погружения // Х чтения К.Э. Циолковского. М., 1975. С. 39–47.

## **БИОИМПЕДАНСОМЕТР «СПРУТ-2» КАК ПРИБОР ДЛЯ ОПЕРАТИВНОГО КОНТРОЛЯ ПЕРЕРАСПРЕДЕЛЕНИЯ ЖИДКОСТНЫХ СРЕД ОРГАНИЗМА У ИСПЫТАТЕЛЕЙ-ДОБРОВОЛЬЦЕВ ВО ВРЕМЯ ВРАЩЕНИЯ НА ЦЕНТРИФУГЕ КОРОТКОГО РАДИУСА**

**Г.Ю. Васильева**<sup>1</sup>

galvassilieva@mail.ru

**Ю.И. Смирнов**<sup>1</sup>

**Ю.В. Тахтобина**<sup>1</sup>

**С.П. Щелыкалина**<sup>2</sup>

**М.И. Колотева**<sup>1</sup>

<sup>1</sup> ГНЦ РФ –ИМБП РАН

<sup>2</sup> ООО «НТЦ «МЕДАСС»

*Разработана методика мониторинга и оценки изменений показателей перераспределения жидкости между регионами (сегментами) тела в режиме реального времени при вращении испытуемых-добровольцев на центрифуге короткого радиуса с использованием космического биоимпедансометра «Спрут-2».*

Исследование гидратационного статуса организма человека является важной клинической задачей при различных нозологиях, особенно при заболеваниях сердечно-сосудистой системы и почек, приводящих к гемодинамическому и клиническому застою [1, 2]. Для оценки выраженности задержки жидкости у пациентов все более широкое применение находит неинвазивный метод биоимпедансного анализа (БИА), который основан на измерении электрической проводимости тканей тела при действии электрического тока различной частоты [3].

Метод хорошо зарекомендовал себя и для исследования регионального перемещения жидкостных сред организма в условиях космического полета (КП). При проведении космического эксперимента «Спрут-2» (научный руководитель д.м.н. В.Б.Носков) с помощью биоимпедансометра ежемесячно обследовали космонавтов на борту Международной космической станции (МКС), а также до и после полетов. Анализ полученных данных показал, что объем общей жидкости тела (ОЖТ), внеклеточной жидкости (ВКЖ) и клеточной жидкости (КЖ) во время КП уменьшался у всех обследованных лиц, но в разные сроки пребывания на орбите. Перераспределение внеклеточной жидкости при этом происходило вдоль оси тела космонавтов, со снижением ее содержания в ногах и увеличением в области живота [4]. Эти наблюдения согласуются с ранее проведенными исследованиями и отражают адаптацию к условиям невесомости сердечно-сосудистой системы и водно-электролитного гомеостаза.

Применяющиеся в настоящее время на борту МКС средства штатной профилактики (физические тренировки, воздействие отрицательного давления на нижнюю часть тела, манжеты, противоперегрузочные костюмы и др.) нивелируют негативное

влияние факторов КП и позволяют поддерживать жизнедеятельность и работоспособность космонавтов, однако не устраняют полностью развития послеполетной ортостатической неустойчивости. Перспективным средством профилактики отрицательного влияния невесомости на организм человека, в частности, развития гипокинетического синдрома, может стать искусственная сила тяжести (ИСТ) с использованием центрифуги короткого радиуса (ЦКР).

В настоящее время в ГНЦ РФ — ИМБП РАН с участием здоровых добровольцев-испытателей на ЦКР нового поколения ведутся работы по исследованию действия на организм человека перегрузки направления «голова — таз» (+Gz). Для мониторинга состояния испытуемых и наблюдения за перераспределением жидких сред организма при разработке оптимальных режимов вращения на ЦКР авторами было предложено использовать аналог бортового портативного биоимпедансометра «Спрут-2» с 5 парами электродов (токовый и потенциальный). Этот прибор обеспечивает регистрацию импеданса 7 регионов тела: обеих рук, обеих ног, абдоминальной (живот) и торакальной (грудь) частей туловища, а также головы с шеей. Для расчета основных жидкостных объемов организма (в л) используются антропометрические параметры обследуемого (масса тела, рост и размеры (длина и окружность) сегментов тела). В исследовании приняло участие 5 женщин и 14 мужчин. Было проведено 50 вращений на ЦКР различной продолжительности (от 10 до 60 мин) и +Gz от 1,5 до 2,9 ед. на уровне стоп. В задачи работы входило не только оценить эффекты +Gz на организм человека после окончания режима вращения, но и вести наблюдение за динамикой ОЖТ, ВКЖ и КЖ непосредственно во время вращения испытуемых-добровольцев на ЦКР.

При проведении сеанса эксперимента прибор "Спрут-2" крепился в специальном кармане на ложементе ЦКР, кабель проходил через пропуск в верхней части ложемента и подключался к системному блоку, установленному под ложементом. Такое расположение позволяло избежать неудобств для испытуемого и свободно разместить кабель, оснащенный кнопочными разъемами для подключения стандартных одно-разовых ЭКГ-электродов, закрепленных на конечностях и голове. Управление сеансом осуществлялось через удаленный доступ компьютера. До, после и во время сеанса производили запись данных по схеме, разработанной с учетом режимов вращения ЦКР. Оператор находился в комнате оперативного контроля и вел постоянное наблюдение за изменениями импеданса регионов тела.

Предварительный анализ результатов показал, что методика позволяет дать эффективную оценку происходящих изменений в режиме реального времени может быть использована для оперативного контроля динамики показателей гидратационного статуса организма. Следующим этапом работы будет всесторонний анализ полученного массива данных для совершенствования разработанной методики контроля.

#### Литература

- [1] Маматов Б.М., Клименко А.С., Виллевалде С.В., Кобалава Ж.Д. Оценка статуса гидратации у пациентов с декомпенсацией сердечной недостаточности // Трудный пациент. 2016. № 6. С. 6–9.
- [2] Биоимпедансный анализ в практике программного гемодиализа: краткий обзор литературы и собственный опыт диализного центра / А.Г. Строков, Я.Л. Поз, В.А. Гаврилин и др. // Вестник трансплантологии и искусственных органов. 2012. Т. 14, № 1. С. 59–65.
- [3] Николаев Д.В., Смирнов А.В., Бобринская И.Г., Руднев С.Г. Биоимпедансный анализ состава тела человека. М., 2009.
- [4] Носков В.Б., Ничипорук И.А., Васильева Г.Ю., Смирнов Ю.И. Состав тела человека при длительном пребывании в невесомости // Авиакосмическая и экологическая медицина. 2015. Т. 49, № 1. С. 19–25.

## **ИНДИВИДУАЛЬНЫЕ ОСОБЕННОСТИ МЕХАНИЗМОВ ВЕГЕТАТИВНОЙ РЕГУЛЯЦИИ СЕРДЕЧНО-СОСУДИСТОЙ СИСТЕМЫ КОСМОНАВТОВ КАК ПОКАЗАТЕЛЬ АДАПТАЦИИ К УСЛОВИЯМ МИКРОГРАВИТАЦИИ**

**В.Б. Русанов**  
**А.Г. Черникова**  
**О.Н. Исаева**  
**Р.М. Баевский**

vasilyrusanov@gmail.com  
anna.imbp@mail.ru

ГНЦ РФ — ИМБП РАН

*В исследовании представлен материал отражающий адаптацию механизмов регуляции системы кровообращения к условиям микрогравитации на основе данных эксперимента КОСМОКАРД проводимого на Международной космической станции (МКС). Показано, что в невесомости происходит перенастройка функциональной системы кровообращения, при этом, внутренние процессы в системе направлены на поддержание гомеостаза, а общая вариативность отражает активность адаптационных механизмов и их стратегию.*

Стратегия адаптации к условиям микрогравитации связана с перераспределением межсистемных функциональных резервов за счет сохранения вегетативного баланса системы регуляции кровообращения и большего расходования энерго-метаболических резервов миокарда на стадии «острой» адаптации к условиям невесомости. Практическое значение индивидуального срока начала периода устойчивой специализированной адаптации заключается в том, что с этого времени начинается оптимальный этап деятельности членов экипажа.

С 2014 года на борту МКС проводится эксперимент КОСМОКАРД, в котором исследуется взаимосвязь электрофизиологических сдвигов в миокарде с изменениями вегетативной регуляции сердечно-сосудистой системы в условиях длительной невесомости. В эксперименте участвуют только российские члены экипажей МКС. Для получения статистически достоверных исходных данных проводится 2 предполетных исследования, затем 5–6 исследований в полете (ежемесячно). После полета исследования проводятся дважды (на 1–2-й и 6–7 или 7–8-й дни после приземления).

При длительном действии невесомости наблюдается изменение вегетативного баланса в сторону роста симпатической активности, со снижением функционального резерва регуляторных систем и изменение электрофизиологических свойств миокарда. Суточная динамика показателей вегетативной регуляции коррелирует с суточными изменениями электрофизиологических характеристик миокарда и может служить индикатором адаптационных реакций организма.

Процесс приспособления к микрогравитации проходит через стадию рассогласования механизмов регуляции кровообращения и поддержания стабильности биоэлектрических процессов в миокарде. Наиболее четко этот процесс выражен в первый месяц пребывания на МКС. В этот период происходят специфические изменения в механизмах межсистемного гомеостаза работы сердца и механизмов вегетативной регуляции кровообращения, что характеризуется межсистемными взаимодействиями, связанными с биоэлектрическими процессами в миокарде и циклической организацией регуляторных процессов системы кровообращения. Это свидетельствует о перестройке адаптационных механизмов, затрагивающей все уровни регуляции физиологических функций.

Так же в ходе космического полета наблюдается волнообразное течение процессов адаптации с периодической сменой влияния симпатического и парасимпатического отделов вегетативной нервной системы на фоне изменения их тонуса.

В конце 2-го, начале 3-го месяца полета происходит переход от относительно устойчивого к устойчивому уровню адаптационных реакций. Эти изменения связаны, на наш взгляд, с регулярными физическими тренировками и оптимизацией стереотипов труда и отдыха космонавта.

На 1-е сутки после возвращения на Землю, функциональные системы реадаптируются к земным условиям, что приводит к соответствующим изменениям функционального состояния организма космонавта. Однако, на 7–8 сутки после приземления наблюдается срыв адаптационных механизмов, выраженный в дисбалансе регуляторных процессов.

Тенденция риска ишемизации миокарда на начальных этапах пребывания в невесомости подтверждается дисперсионным картированием ЭКГ и динамикой индекса микроальтернатив миокарда (ИМ). В дальнейшем биоэлектрические процессы в сердечной мышце экономизируются. Эта тенденция, позволяет поставить вопрос — за счет каких механизмов происходит «экономизация» биоэлектрических процессов миокарда в космическом полете? А так же о механизмах адаптационных реакций системы внутренней регуляции миокарда к условиям невесомости.

Информационно-временная структура процессов адаптации, в данном случае, возможно, связана с перераспределением энергетических ресурсов необходимых для поддержания биоэлектрических процессов в миокарде и адаптационно-гомеостатических механизмов в системе регуляции. Эти данные подтверждают представление о том, что процесс приспособления к микрогравитации проходит через стадию рассогласования механизмов регуляции кровообращения и поддержания стабильности биоэлектрических процессов в миокарде, что, по-видимому, протекает сугубо индивидуально.

Кроме ИМ, информативным индексом, который можно использовать при анализе динамики дисперсионных характеристик сердечной мышцы является индекс электрической нестабильности (ИЭН), отражающий функцию клинического контроля микроальтернатив — вероятность желудочковой аритмии. Сопоставляя динамику этого индекса с динамикой дисперсионных характеристик, описываемых ИМ, можно не только судить об улучшении или ухудшении электрической стабильности миокарда, но и видеть доминирующую группу электрофизиологических причин нестабильности. Динамика этого индекса подтверждает изменения в системе микроальтернатив как этап дисбаланса процессов в механизмах электрической стабильности сердечной мышцы во время начального этапа адаптации к микрогравитации и дальнейшей их стабилизации в условиях космического полета.

Таким образом, выявленные нами факты об активности и согласованности реакций адаптационных механизмов кровообращения на разных этапах полета дают основание для более детального анализа суточных записей ЭКГ. Одной из задач такого анализа должно стать исследование причинно-следственных связей между изменениями вегетативной регуляции и биоэлектрическими процессами в миокарде.

*Работа выполнена в рамках базовой темы РАН 64.1 на 2013-2020 гг.*

## РЕЗУЛЬТАТЫ КОСМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА «КАРДИОВЕКТОР» И ПЕРСПЕКТИВЫ ЕГО РАЗВИТИЯ

**Е.С. Лучицкая**  
**И.И. Фунтова**  
**Р.М. Баевский**

e.luchitskaya@gmail.com

ГНЦ РФ — ИМБП РАН

*Прибор «Кардиовектор» с системой электродов и датчиков позволяет записывать физиологические сигналы, в результате анализа которых возможна комплексная индивидуальная оценка состояния регуляторных механизмов, изменения центральной гемодинамики, преимущественной активности правых и левых отделов сердца, а также силы и энергии сердечных сокращений в покое и при различных нагрузочных тестах.*

Космический эксперимент «Кардиовектор» является продолжением серии исследований, целью которых была комплексная оценка влияния условий и факторов космического полета на кардио-респираторную систему человека и особенности ее регуляции.

К настоящему времени эксперимент проведен у 12 космонавтов в полугодовых полетах на МКС. Исследования проводились два раза до полета, ежемесячно в полете и на 4-е и 8-е сутки после посадки. В процессе выполнения эксперимента «Кардиовектор» регистрировались следующие физиологические сигналы: электрокардиограмма, импедансная кардиограмма, баллистокардиограмма по трем взаимноперпендикулярным осям и трем осям вращения, сейсмокардиограмма и пневмотахограмма.

Для обработки и анализа данных использовалась программа «Editor», в которой предусмотрена возможность построения усредненных кардиокомплексов любого из записанных в базу данных физиологических сигналов, их распознавание и получение всех необходимых временных и амплитудных характеристик. На основании полученных данных производилась оценка параметров центральной гемодинамики, оценивалось состояние регуляторных механизмов сердечно-сосудистой системы, преимущественной активности правых и левых отделов сердца, изменения энергетики сердечного сокращения на разных этапах длительного космического полета.

В результате обработки полученных записей, сделан предварительный вывод о том, что в условиях невесомости сердце работает в более экономичном режиме. Это подтверждается тем, что энергия сердечного сокращения в условиях невесомости достоверно ниже пред- и послеполетных значений. Одновременно с этим, значения минутного объема крови остаются практически неизменными при достоверно выраженном снижении показателя работы левого желудочка.

Основная цель этого этапа эксперимента заключалась в получении новой научной информации о роли правых и левых отделов сердца в приспособлении системы кровообращения к условиям длительной невесомости. Известно, что баллистический эффект правого желудочка в обычных условиях больше, чем левого, вследствие большей начальной скорости изгнания крови. Баллистический эффект сердечного сокращения прямо пропорционален массе выбрасываемой крови и квадрату скорости систолического изгнания. На Земле увеличение амплитуды зубцов на вдохе связано с увеличением систолического объема правого желудочка. В полете наблюдается обратная картина, которая требует объяснений. В невесомости на вдохе на баллистический эффект влияют два фактора: во-первых, систолический объем правого желудочка не может быть увеличен из-за уже имеющегося переполнения кровью малого круга, во-вторых, скорость систолического изгнания правого желудочка в невесомости снижается в результате увеличения диастолического давления в легочных арте-

риях. В результате на вдохе в первый месяц полета мы видим уменьшение баллистического эффекта. На выдохе спадение вен малого круга обуславливает увеличение диастолического наполнения левого желудочка и увеличение его систолического объема. Уменьшение разности давлений между брюшной и грудной полостью, которое на Земле вызывает уменьшение притока крови к правому сердцу, в невесомости в некоторой степени разгружает малый круг, но высокий систолический объем правого желудочка сохраняется. В итоге мы видим увеличение баллистического эффекта на выдохе.

Высказанная ранее гипотеза о преимущественной активности правого отдела сердца в первый месяц полета не получила пока подтверждения в результатах эксперимента «Кардиовектор». Наоборот, полученные данные продемонстрировали усиление активности левого желудочка в первый месяц полета. Возможно, именно этот факт направлен на постепенную разгрузку малого круга кровообращения.

Для подтверждения сделанных выводов важно оценить в комплексе показатели силы и энергии сердечного сокращения с параметрами систолического выброса, с артериальным давлением и со скоростью кровотока. Эта задача может быть решена с помощью прибора «Мобилограф», который поставлен на борт МКС в конце 2018 года.

В рамках третьего этапа эксперимента планируется установка второго датчика БКГ, включение в анализ ротационной составляющей, а также проведение МРТ сердца до и после полета, что позволит получить более точные данные и ответить на ряд нерешенных вопросов.

*Работа выполнена в рамках базовой темы РАН 64.1 на 2013-2020 гг. и контракта № 16-23-07 с Высшей медицинской школой г. Ганновера.*

## **ВЛИЯНИЕ НЕВЕСОМОСТИ НА ФИБРИЛЛОГЕНЕЗ В ДЕРМЕ КОЖИ: РОЛЬ ТУЧНЫХ КЛЕТОК**

**В.В. Шишкина**

earth-mars38@yandex.ru

**Д.А. Атякшин**

Воронежский государственный медицинский университет  
имени Н.Н. Бурденко, Воронеж

*Изучено влияние невесомости на участие тучных клеток кожи мышей линии C57BL/6J в механизмах фибриллогенеза. Показано изменение солокализации тучных клеток с предшественниками фибробластического дифферона дермы кожи в условиях невесомости, снижение эффективности фибриллогенеза и уменьшение дегрануляции, что приводило к ограничению создаваемых ТК локусов морфогенетического поля для инициации полимеризации молекул тропоколлагена в надмолекулярные волокнистые структуры.*

Важное значение в ремоделировании как волокнистых элементов, так и аморфного вещества стромы кожи принадлежит клеточному компоненту внеклеточного матрикса соединительной ткани, в котором особая роль принадлежит тучным клеткам (ТК). Обладая секретомом с широким разнообразием биологически активных молекул и высокоселективным рецепторным аппаратом, ТК способны не только активно мониторировать состояние молекулярно-биологических параметров соединительной ткани специфического тканевого микроокружения, но и принимать непосредственное участие в изменении гистоархитектоники внутренних органов [1]. В проведенных ранее исследованиях показана грависенситивность интраорганный стромы, завися-

щей от длительности орбитального полета [2, 3]. При этом обладая как прямыми, так и опосредованными эффектами на интегральное соотношение структурных компонентов дермы кожи, ТК являются важными претендентами в формировании биологических эффектов невесомости на строю различных органов человека и животных [4]. В условиях с измененной гравитацией изучение механизмов фибриллогенеза как фундаментального процесса структурно-метаболической активности тканевого микроокружения приобретает особое значение, позволяя открывать новые признаки эффективности обновления внеклеточного матрикса и гистологические аспекты взаимодействия клеток с компонентами экстрацеллюлярного матрикса. Более того, уточнение механизма участия клеточных представителей в молекулярных механизмах обновления элементов стромы внутренних органов открывает новые алгоритмы ремоделирования стромы внутренних органов в физиологических и патологических условиях. Практически повсеместное распространение ТК в организме открывает большие возможности в понимании особенностей фибриллогенеза различных органов под влиянием невесомости. В данном аспекте удобной моделью является кожа, в которой количество тучных клеток в нормальных условиях достигает 10% от всей численности иммунокомпетентных клеток. Однако, до сих пор фибриллотропные характеристики популяции тучных клеток в исследованиях по космической биомедицине не проводились.

Эксперимент «Rodent Research-4» (RR4) выполнен в 2017 году на мышах линии C57BL/6J в возрасте 9–12 недель (к началу эксперимента). Изучена кожа латеральной поверхности бедра площадью 1 см<sup>2</sup> у мышей трех экспериментальных групп контролей: виварийного (*V*, *n* = 10), базального (*B*, *n* = 10), наземного (*G*, *n* = 10), а также группы орбитального полета (*F*, *n* = 10). Грызуны в группе *V* получали питьевую воду и питание *ad libitum*. Мыши группы *B* подвергались эвтаназии сразу после старта космического корабля SpaceX10. В группе *G* мыши находились в наземной экспериментальной камере по имитации условий содержания животных на МКС (Космический центр им. Джона Кеннеди, США), время пребывания повторяло полетный эксперимент. Животные группы *F* находились в условиях космического полета в течение 21–24 суток. При этом важной и уникальной методической особенностью биоматериала полетной группы заключалась в проведении эвтаназии непосредственно в условиях невесомости, на борту МКС. Образцы помещали и далее содержали в пакетах со льдом. Временной интервал между эвтаназией и замораживанием составлял 2 мин. Дальнейшее хранение биоматериала (до приземления) происходило в морозильнике. Протокол работы с животными групп *B*, *V* и *G* соответствовал графику работы с группой *F*. Полученные пробы были доставлены в Россию на сухом льду без разморозки или при температуре +40 °С в соответствии с протоколом НАСА-Роскосмос “Utilization Sharing Plan on-board ISS” (подписан 18 июля 2013 года). Протокол последующей пробоподготовки кожи включал в себя фиксацию в 10 % нейтральном формалине, обезвоживание, заливку в парафин, приготовление срезов толщиной 5 мкм, и гистохимическую детекцию ТК с помощью окрашивания толуидиновым синим, бриллиантовым зеленым и нейтральным красным. Для одновременного изучения коллагеновых волокон дермы кожи детекция ТК сочеталась с окрашиванием пикрофуксином, анилиновым синим, по методу ван Гизона и импрегнацией серебром. Анализ микропрепаратов кожи мышей проводился на микроскопе ZEISS Axio Imager.A2 (Carl Zeiss, Germany).

Полученные результаты показали изменение частоты солокализации ТК с клетками фибробластического дифферона в условиях невесомости при использовании всех комбинаций гистохимических протоколов. В частности, в коже животных группы *F* после окрашивания толуидиновым синим и пикрофуксином ТК реже прилегали к перичеллюлярному пространству фибробластов и фиброцитов по сравнению с группами *V*, *B* и *G*. При этом в самих группах виварийного, базального и наземного контролей

частота солокализации ТК с резидентными клетками соединительной ткани кожи не отличалась друг от друга. Кроме того, даже при морфологических свидетельствах контактирования ТК с представителями фибробластического дифферона их секреторная активность в полетной группе снижалась, о чем свидетельствовало уменьшение числа дегранулированных форм. На препаратах, окрашенных нейтральным красным, также отчетливо прослеживается понижение секреторной активности ТК кожи в условиях невесомости и частоты солокализации с клетками фибробластического дифферона. Исследование признаков прилегания ТК с коллагеновыми волокнами кожи показало их более редкую солокализацию в космическом полете. Важным морфологическим свидетельством ослабления активности участия ТК в фибриллогенезе являлось уменьшение количества преколлагеновых волокон, прилежащих к ТК или отходящих от них в различных направлениях внеклеточного матрикса. Возможно, следствием этого являлось и интегральное снижение числа ретикулярных волокон в дерме кожи у мышей группы F по сравнению с животными контрольных групп, свидетельствуя о торможении фибриллогенеза в условиях невесомости. Обращал на себя внимание факт более частой солокализации ТК с импрегнированными толстыми волокнами, что может свидетельствовать об изменении их миграционной активности в пределах специфического тканевого микроокружения кожи.

Таким образом, взятие биоматериала в условиях орбитального полета предоставляет уникальные факты для понимания молекулярных механизмов фибриллогенеза, раскрывая значение ТК в изменении состояния экстрацеллюлярного матрикса дермы кожи. Условия невесомости приводили к редукции взаимодействия ТК с фиброцитами и фибробластами в коже мышей. Это хорошо согласовывается с озвученной ранее точкой зрения индуктивного влияния секрета ТК на инициацию фибриллогенеза и дальнейшую полимеризацию молекул тропоколлагена в микрофибриллы и фибриллы с ростом коллагеновых волокон как в длину, так и толщину [4]. Невесомость способна оказывать ключевое влияние на регуляторные механизмы фибриллогенеза, в том числе, разобщение ТК с локусами накопления коллагеновых белков и молекул тропоколлагена в перифибробластном пространстве. В итоге, существенно ограничивались возможности ТК в изменении локальной концентрации компонентов процесса полимеризации надмолекулярных агрегатов тропоколлагена в микрофибриллы, фибриллы и волокна. Снижение содержания ретикулярных волокон в дерме кожи позволяет также предположить об усилении механизмов лизиса коллагеновых волокон.

*Авторы выражают благодарность коллегам из Эймсского центра НАСА и центра им. Джонсона НАСА Николь Рэйл, Элизабет Тейлор, Питу Хасбруку, Дженифер Бакли и Джулии Робинсон за возможность участия в эксперименте RR4. Особая благодарность выражается российским космонавтам Андрею Борисенко и Олегу Новицкому за помощь в реализации проекте «Rodent Research». Искреннюю признательность авторы выражают Галине Тверской, Владимиру Сычеву и Ирине Огневой за помощь и поддержку в получении возможности взятия биоматериала для дальнейших исследований.*

#### Литература

- [1] Trypsase as a polyfunctional component of mast cells / D. Atiakshin, I. Buchwalow, V. Samoilova, M. Tiemann // *Histochem Cell Biol.* 2018 May. Vol. 149 (5). P. 461–77.
- [2] Атякшин Д.А., Быков Э.Г. Ретикулярные волокна интерстиция органов пищеварительной системы монгольских песчанок после 12-суточного орбитального полета на КА "ФОТОН-М3" // *Журнал анатомии и гистопатологии.* 2013. Т. 2. № 3. С. 14–20.
- [3] Атякшин Д.А. Гистохимические и гистотопографические особенности коллагеновых волокон внеклеточного матрикса соединительной ткани желудка мышей C57 black после космического полета // *Прикладные информационные аспекты медицины.* 2016. Т. 19, № 3. С. 4–14.

- [4] Атяшкин Д.А. Гистохимические подходы к оценке участия тучных клеток в регуляции состояния волокнистого компонента межклеточного матрикса соединительной ткани кожи // Журнал анатомии и гистопатологии. 2018. Vol. 7 (3). P. 100–112.

## **ЭКСПРЕССИЯ ФЕРМЕНТОВ ОБМЕНА ФОСФОЛИПИДОВ В ЛЕГКИХ У МЫШЕЙ В УСЛОВИЯХ ДЛИТЕЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА НА БОРТУ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ**

**И.Г. Брындина**  
**С.В. Овечкин**  
**А.А. Кавуненко**  
**А.Г. Волкова**

i\_bryndina@mail.ru

Ижевская государственная медицинская академия

*Исследовано влияние 33-суточного космического полета на экспрессию ферментов метаболизма фосфолипидов легочного сурфактанта, beta2-адренорецепторов (ADRB2) и рецепторов глюкокортикоидов в ткани легких у мышей C57BL/6J. В условиях невесомости экспрессия ADRB2 в легких понижается, другие показатели существенно не изменяются. У животных полетной группы найдена сильная прямая корреляция ADRB2 с ферментами синтеза и деградации фосфолипидов.*

К настоящему времени достаточно хорошо изучены функции дыхательной системы человека в условиях невесомости [1]. Однако возможности исследования на человеке механизмов поддержания оптимальной функции легких в космосе ограничены, поэтому несомненный интерес представляют такие исследования на животных. В ранее проведенных экспериментах биоматериал от животных мог быть получен только после приземления, что могло исказить результаты исследований вследствие перегрузки. В настоящее время появилась возможность забора и первичной обработки биоматериала непосредственно на борту МКС (программа Rodent Research). Ранее нами показано, что у мышей C57BL/6 после 30-суточного космического полета на борту биоспутника «БИОН-М1» наблюдаются изменения легочного сурфактанта и водного баланса легких [2]. Сурфактант выполняет ряд важнейших функций, предотвращая спадение альвеол и мелких бронхиол, он влияет на массоперенос кислорода и водный баланс легких, выполняет иммуномодулирующую функцию [3]. В данной работе мы поставили цель изучить ряд параметров, характеризующих липидный обмен в легких у мышей после длительного космического полета на борту МКС.

Исследование выполнено в рамках эксперимента Rodent Research 1 на самцах мышей линии C57BL/6J ( $n = 20$ ) из лаборатории Jackson (Jackson Laboratory, Bar Harbor, ME). Биоматериал (легкие) был любезно предоставлен нам ГНЦ РФ ИМБП РАН. Животные были разделены на 4 группы: 1 — виварный контроль, 2 — космический полет (33-суточное пребывание на борту МКС), 3 — базальный контроль (транспортировка к месту старта с дальнейшим возвращением в лабораторию), 4 — наземный контроль (помимо действия гравитации, все остальные условия содержания мышей были такими же, как у 2-й группы). Все процедуры с животными были одобрены Ames Institution Animal Care and Use Committee. Мышей выводили из эксперимента путем цервикальной дислокации. В полетной группе данная процедура проводилась на борту МКС с последующей доставкой замороженного биоматериала на Землю.

В легочной ткани мышей изучали экспрессию ряда белков, участвующих в обмене липидов в легких. С помощью ПЦР оценивали уровни кДНК для таких протеинов, как

холинфосфатцитидилтрансфераза (PCYT1), секреторная фосфолипаза A2 (sPLA2), фосфатидилэтаноламинметилтрансфераза (PEMT), лизофосфатидилхолинацилтрансфераза (LPCAT1). Методом Вестерн-блоттинга определяли экспрессию PCYT1 и PEMT на уровне белков. Помимо этого, методом ПЦР оценивали также экспрессию бета2-адренорецепторов (ADRB2) и рецептора глюкокортикоидов (GR) в легочной ткани.

Полученные данные подвергали статистической обработке с использованием пакетов программ SPSS Statistica 6.0 и Microsoft Excel. Достоверность различий определяли методом Краскела-Уоллиса, межгрупповые различия оценивали по Манну-Уитни. Также использовался корреляционный анализ по Спирмену. Различия считали достоверными при  $p < 0,05$ .

Проведенные исследования показали, что в легочной ткани мышей полетной группы экспрессия ADRb2 была понижена в сравнении с виварным контролем ( $p = 0,016$ ), в то время как другие показатели оставались в пределах контрольных значений. В группе базального контроля наблюдалась аналогичная тенденция ( $p = 0,032$ ) при отсутствии других изменений как в сравнении с виварным, так и с наземным контролем. По кДНК ферментов ни один из исследуемых показателей в полетной группе параметров не имел достоверных отличий от данных, полученных в группах базального или наземного контроля. Эти результаты свидетельствуют о том, что на уровне экспрессии основных ферментов обмена липидов в легких существенных изменений при 33-суточном космическом полете не происходит. Определение протеинов PCYT1 и PEMT выявило тенденцию к понижению уровня последнего в группе наземного контроля ( $p = 0,048$ ) и отсутствию изменений в других сериях, уровень PCYT1 достоверно не изменялся. Это может свидетельствовать о стабильном функционировании механизмов синтеза липидов в легких, включая, вероятно, и липиды сурфактанта, в условиях космических полетов. Данное заключение подтверждается нашими ранее полученными результатами об отсутствии изменений активности легочного сурфактанта у мышей после космического полета на биоспутнике «БИОН-М1» [2]. Однако необходимым условием, которое позволит сделать такое заключение, является определение активности исследуемых нами ферментов.

Ряд предположений о состоянии процессов регуляции обмена фосфолипидов легких в условиях невесомости нам позволил сделать корреляционный анализ. Так, в виварном контроле выявлена сильная прямая, практически функциональная, корреляция между PEMT и ADRb2 ( $p < 0,05$ ), отсутствовавшая в наземном и базальном контролях. Аналогичная корреляция обнаружена между ADRb2 и PCYT1 (0,90,  $p = 0,041$ ), PEMT (0,90,  $p = 0,037$ ), sPLA2 (0,99,  $p = 0,001$ ), но только у полетной группы животных. Это, при сниженной экспрессии бета2-адренорецепторов в легких, может свидетельствовать об изменении адренергической регуляции продукции фосфолипидов в условиях космического полета.

*Авторы выражают искреннюю благодарность всем коллегам из Эймсского исследовательского центра и центра им. Джонсона НАСА, которые предоставили нам возможность участия в данном проекте, особенно Николь Рейл, Джулии Робинсон, Питеру Хасбруку, Дженнифер Бакли и всем астронавтам, принимавшим участие в проекте "Rodent Research". Мы особенно благодарны Галине Тверской за ее поддержку и помощь в организации сотрудничества с американскими коллегами. Мы также выражаем особую благодарность российскому космонавту Олегу Скрипочке за его участие в проекте "Rodent Research" и профессору Ирине Огневой (ИМБП) за предоставленный биоматериал.*

#### Литература

- [1] Донина Ж.А., Баранов В.М., Александрова Н.П., Ноздрачев А.Д. Дыхание и гемодинамика при моделировании физиологических эффектов невесомости. СПб.: Наука, 2013.

- [2] Брындина И.Г., Васильева Н.Н., Казарин Д.Д. Сурфактантная система и водный баланс легких // Космический научный проект «БИОН-М1»: медико-биологические эксперименты и исследования / под ред. А.И. Григорьева. М.: ГНЦ РФ — ИМБП РАН, 2016. С. 318–323.
- [3] Rugonyi S., Biswas S.C., Hall S.B. The biophysical function of pulmonary surfactant // Respir. Physiol. Neurobiol. 2008. Vol. 163, no 13. P. 244–255.

## ВОЗДЕЙСТВИЕ ХОЛОДА КАК ВОЗМОЖНЫЙ ФАКТОР, СНИЖАЮЩИЙ ВЫРАЖЕННОСТЬ АТРОФИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В М. SOLEUS КРЫС ПОСЛЕ ОПОРНОЙ РАЗГРУЗКИ

**И.Р. Нигметзянов**<sup>2</sup>

**Л.Ф. Нуруллин**<sup>1,2</sup>

**О.В. Тяпкина**<sup>1,2</sup>

islamka32@gmail.com

leniz2001@mail.ru

anti-toxin@mail.ru

<sup>1</sup> КИББ ФИЦ КазНЦ РАН

<sup>2</sup> ИФМиБ КФУ

*В настоящей работе проверена гипотеза о протекторном эффекте холодового воздействия, снижающем атрофические процессы в позно-тонической камбаловидной мышце крыс, находящейся в условиях опорной разгрузки.*

Одной из актуальнейших и нерешенных проблем биологии и медицины является проблема негативного влияния различных видов гиподинамии (иммобилизация конечности у больных, опорная разгрузка в условиях невесомости у космонавтов, малоподвижный образ жизни), приводящая к структурным изменениям и снижению функциональных возможностей скелетных мышц, что в свою очередь сильно затрудняет последующую реабилитацию как в двигательной, так и в других системах организма. В связи с этим большое внимание уделяется методам профилактики негативного воздействия гиподинамии на нервно-мышечную систему. В последнее время рассматривается еще один способ, как наиболее перспективный — воздействие пониженной температуры на организм млекопитающего [1]. В то же время продолжительное холодовое воздействие на мышцы у млекопитающих изучено недостаточно. Нами была выдвинута гипотеза, что продолжительное влияние пониженной температуры может благоприятно сказаться на состоянии мышц животных, находящихся в условиях функциональной разгрузки. Эксперименты были выполнены на половозрелых самцах крыс линии Wistar ( $n = 18$ ; масса  $178 \pm 39$  г), разделенных на 4 группы: 1) «Контроль» — стандартные условия вивария ( $n=6$ ;  $t$  окружающей среды  $+20...21$  °C); 2) «АОВ» — антиортостатического вывешивания задних конечностей в течение 14 суток ( $n = 4$ ;  $t$  окружающей среды  $+20...21$  °C); 3) «Холод» — пониженная температура окружающей среды в течение 14 суток ( $n = 4$ ;  $t$  окружающей среды от 0 до  $+4$  °C); 4) «АОВ+холод» — антиортостатическое вывешивание задних конечностей в течение 14 суток при пониженной температуре окружающей среды ( $n = 4$ ;  $t$  от 0 до  $+4$  °C). В ходе проведенных экспериментов было установлено, что опорная разгрузка (АОВ) и пониженная температура вызывают атрофию мышечных волокон в *m. soleus*. При воздействии пониженной температуры на животных находящихся в условиях антиортостатического вывешивания задних конечностей было выявлено уменьшение выраженности атрофических процессов, что позволяет рассматривать холодовое воздействие как фактор, уменьшающий негативное воздействие функциональной разгрузки. Однако механизмы такого воздействия требуют дальнейшего, более детального и глубокого исследования.

Литература

- [1] Deng C., Wang P., Zhang X., Wang Y. Short-term, daily exposure to cold temperature may be an efficient way to prevent muscle atrophy and bone loss in a microgravity environment // PubMed. 2015. URL: <http://www.ncbi.nlm.nih.gov/pmc/articles/PMC4374360/> (accessed 5 apr 2016).

## АНАЛИЗ ЭФФЕКТОВ БТШ70 НА РАЗВИТИЕ ИММУННОГО ОТВЕТА В МЫШИНОЙ МОДЕЛИ АЛЛЕРГИЧЕСКОГО ВОСПАЛЕНИЯ ДЫХАТЕЛЬНЫХ ПУТЕЙ С АНТИОРТОСТАТИЧЕСКИМ ВЫВЕШИВАНИЕМ НИЖНИХ КОНЕЧНОСТЕЙ

Е.А. Сервули<sup>1</sup>

С.А. Пономарев<sup>1</sup>

М.А. Шевченко<sup>2</sup>

violet.vulpera@gmail.com

dr.grey@bk.ru

mshevch@gmail.com

<sup>1</sup> ГНЦ РФ — Институт медико-биологических проблем РАН, Москва, Россия

<sup>2</sup> ИБХ им. М.М. Шемякина и Ю.А. Овчинникова РАН

*В данной работе было исследовано влияние белка теплового шока 70 кДа (БТШ70) на развитие иммунного ответа в модели аллергического воспаления дыхательных путей (АВДП) в условиях опорной разгрузки. Была охарактеризована модель АВДП, совмещенная с моделью антиортостатического вывешивания. БТШ70 вводили мышам в острой фазе воспаления, оценку параметров воспаления проводили через 24 часа. При введении БТШ70 мышам с АВДП в условиях опорной разгрузки отмечали достоверное снижение количества лейкоцитов в БАЛ по сравнению с мышами с АВДП в условиях опорной разгрузки, не получавшими БТШ70. Кроме того, после введения БТШ70 наблюдали снижение притока эозинофилов. При введении денатурированного БТШ70 количество эозинофилов также снижалось, однако изменение было не достоверно по сравнению с группой с АВДП в условиях вывешивания. Таким образом, супрессорное действие локально вводимого БТШ70 при АВДП было продемонстрировано в условиях антиортостатического вывешивания. Полученные данные свидетельствуют в пользу того, что БТШ70 может служить основой терапевтического противовоспалительного препарата, применение которого возможно также в условиях микрогравитации.*

Пребывание в условиях космического полета может влиять как на врожденную, так и на адаптивную иммунную систему. В частности, описано снижение массы лимфоидных органов, истощение и перераспределение пулов В- и Т-клеток, изменение цитокинового профиля в сторону экспрессии провоспалительных цитокинов, а также влияние космического полета на антиген-специфическую толерантность [1]. В экспериментах с антиортостатическим вывешиванием было показано, что пребывание в условиях продолжительной опорной разгрузки может привести к развитию гиперчувствительности замедленного типа, увеличению чувствительности к антигенам микроорганизмов, а также усилению интенсивности аллергического воспаления [2, 3]. Поэтому необходимо исследовать особенности аллергического ответа в условиях микрогравитации и возможности купирования его развития.

Целью данного исследования было изучить влияние локального введения белка теплового шока 70 кДа (БТШ70) на течение аллергического воспаления дыхательных путей (АВДП) в условиях опорной разгрузки.

**Материалы и методы.** В работе были использованы самки мышей линии BALB/c. Мыши получали аллерген — овалбумин в адьюванте (Imject Alum) интраперитонеально в дозе 10 мкл/мышь на 0 и 14 дни, и интрафарингеально 0,1 %-ный раствор в

фосфатном буфере (ФБ) в дозе 50 мкл на мышь на 19, 20, 21 дни эксперимента. Локальное интрафарингеальное введение 50 мкл БТШ70 или денатурированного БТШ70, в ФБ (20 мкг/мл), проводили на 22 день. Эвтаназию животных осуществляли на 23 день эксперимента.

Опорная разгрузка осуществлялась на весь период эксперимента по методу Ильина-Новикова в модификации Морей-Холтон [4].

Отбор бронхо-альвеолярного лаважа (БАЛ) проводили, промывая легкие мышей ФБ дважды по 0,8 мл. Клетки осаждали на стекло с последующим окрашиванием с помощью набора «Диахим-Диффквик».

Все процедуры с животными были одобрены комиссией по биомедицинской этике Института Биорганической химии им. академиков М.М. Шемякина и Ю.А. Овчинникова РАН № 179/2015 от 21.07.2015 и Государственного научного центра Российской Федерации Института медико-биологических проблем РАН № 497 от 03.07.2018.

**Результаты.** Для создания условий, максимально приближенных к условиям космического полета, вывешивание проводилось на весь период эксперимента, включающий индукцию системного ответа и формирование локального ответа на введение аллергена.

В данном исследовании было показано, что в отсутствие воспаления вывешивание не оказало влияние на общее количество клеток в БАЛ, а также на процентное содержание нейтрофилов и эозинофилов по сравнению с интактными мышами (ИМ). При индукции АВДП общее количество клеток в дыхательных путях достоверно увеличивалось по сравнению с ИМ как в условиях нормальной гравитационной нагрузки, так и при вывешивании. При этом в условиях опорной разгрузки АВДП характеризовалось достоверно более низким уровнем лейкоцитов по сравнению с АВДП при нормальной нагрузке. В условиях опорной разгрузки значительно увеличивалась доля нейтрофилов и достигала в отдельных случаях 15 % от общего количества лейкоцитов, однако изменения были недостоверны по сравнению с АВДП в условиях нормальной нагрузки. Доля эозинофилов, являющихся основным признаком аллергического воспаления, в группе с АВДП в условиях вывешивания была достоверно выше по сравнению с ИМ. При этом, нельзя не отметить тот факт, что в группе с АВДП при нормальной нагрузке, доля эозинофилов достоверно превышала этот показатель у мышей с АВДП в условиях антиортостатического вывешивания.

Таким образом, была охарактеризована модель АВДП в условиях антиортостатической разгрузки, что позволило далее провести анализ влияния БТШ70 на развитие АВДП в условиях опорной разгрузки.

После введения БТШ70 мышам с АВДП в условиях антиортостатического вывешивания, количество провоспалительных клеток в БАЛ достоверно снижалось по сравнению с группой мышей с АВДП в условиях вывешивания, не получавших БТШ70, и не отличалось достоверно от ИМ в условиях опорной разгрузки (контрольная группа). Эффект не наблюдался при введении денатурированного БТШ70.

Как и в случае общего количества клеток, введение БТШ70 в острой фазе ингибировало приток эозинофилов у мышей с АВДП в условиях опорной разгрузки. Количество эозинофилов у этих мышей достоверно не отличалось от количества эозинофилов у мышей контрольной группы.

**Выводы.** В условиях опорной разгрузки аллергическое воспаление дыхательных путей характеризуется снижением притока провоспалительных лейкоцитов в дыхательные пути и менее выраженной эозинофилией.

Введение БТШ70 в острой фазе аллергического воспаления дыхательных путей в условиях антиортостатического вывешивания оказывает противовоспалительный эффект.

### Литература

- [1] Globus R.K., Morey-Holton E. Hindlimb unloading: rodent analog for microgravity // J. Appl. Physiol. 1985, 2016. Vol. 120 (10). P. 1196–1206.
- [2] Belay T., Aviles H., Vance M. et al. Effects of the hindlimb-unloading model of spaceflight conditions on resistance of mice to infection with *Klebsiella pneumoniae*. // J. Allergy Clin. Immunol. 2002. Vol. 110 (2). P. 262–268.
- [3] Jang T.Y., Heo M.J., Jung A.Y., Kim Y.H. Prolonged Anti-Orthostatic Hind Limb Unloading and Murine Allergic Asthma // Aerospace Medicine and Human Performance. 2015. Vol. 86 (9). P. 803–807.
- [4] Morey-Holton E., Globus R.K., Kaplansky A., Durnova G. The hindlimb unloading rat model: literature overview, technique update and comparison with space flight data // Adv. Space Biol. Med. 2005. Vol. 10. P. 7–40.

## СОДЕРЖАНИЕ БЕЛКОВ СЕМЕЙСТВА ТЕТ В ГЕРМИНАТИВНЫХ ТКАНЯХ МЫШЕЙ В УСЛОВИЯХ АНТИОРТОСТАТИЧЕСКОГО ВЫВЕШИВАНИЯ И КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

С.С. Локтев<sup>1</sup>

М.А. Усик<sup>1,2</sup>

И.В. Огнева<sup>1,2</sup>

iogneva@yandex.ru

<sup>1</sup> ГНЦ РФ — Институт медико-биологических проблем РАН, Москва, Россия

<sup>2</sup> Первый МГМУ им. И.М. Сеченова

*Регуляция экспрессии генов в клетках млекопитающих в условиях космического полета может осуществляться путем изменения статуса метилирования промоторных областей генов. Промежуточным продуктом между полностью метилированным и полностью деметилированным статусом является образование 5-гидроксиметилцитозина. Результаты наших исследований свидетельствуют о том, что изменение содержания ферментов-гидроксилаз не приводит к значимым изменениям содержания 5-гидроксиметилцитозина.*

Несмотря на большой пул исследований трансдукции механического воздействия на клеточном уровне, этот вопрос до сих пор остается малоизученным. Известно, что в условиях космического полета и при моделировании его эффектов на Земле происходит изменение паттернов экспрессии ряда генов, в первую очередь кодирующих цитоскелетные белки (Gershovich P.M. et al., 2008; Pan Z. et al., 2008).

У высших эукариот существует целый ряд возможностей для регуляции экспрессии генов, но, в первую очередь, связанный с изменением уровня метилирования ДНК (в основном, цитозина в CpG-островках промоторных областей генов). Однако, помимо метилирования, может иметь значение и активное деметилирование ДНК.

Активное деметилирование генома млекопитающих было открыто только в 2009 году, хотя первые данные были получены в 1971 году и показано, что гидроксилазы семейства Tet могут участвовать в превращении 5mC в 5hmC, роль которого до сих пор не ясна, но возможно 5hmC является промежуточным продуктом перед полностью неметилированным состоянием (Guo J.U. et al., 2011).

Проведенное нами исследование образцов тканей сердца и легких мышей, которые были зафиксированы в условиях космического полета показало, что тотальный уровень метилирования ДНК увеличивается на 21...32 % в условиях космического полета, при этом экспрессия генов метилаз/деметилаз не меняется, за исключением деметилазы Tet2 (гидроксилазы), которая снижается в той же полетной группе (Ogneva

I.V. et al, 2018). Однако в той работе мы не определяли содержание непосредственно фермента.

Поэтому в ряде последующих работ определяли содержание непосредственно ферментов-гидроксилаз семейства TET.

Так, после 23-суточного антиортостатического вывешивания в яичниках мышей относительное содержание деметилазы TET2 увеличивалось на 16 % ( $p < 0,05$ ), хотя изменения содержания TET3 не отмечали. Однако в семенниках мышей после космического полета аналогичной длительности содержание TET2 не менялось, хотя уровень экспрессии соответствующего гена возрастал на 59 % ( $p < 0,05$ ), также как и после 30-суточного вывешивания.

Кроме того, следует отметить, что и уровень 5-гидроксиметилцитозина в вышеописанных экспериментах оставался неизменным, хотя уровень метилирования менялся.

Суммируя вышесказанное, можно предположить, что в условиях невесомости или при моделировании эффектов космического полета, особенно в части перераспределения жидкостных объемов в краниальном направлении, изменение статуса метилирования происходит без фиксирования промежуточной стадии, связанной с накоплением 5-гидроксиметилцитозина.

Работа поддержана программой фундаментальных исследований ГНЦ РФ — ИМБП РАН, программой Президиума РАН «Молекулярная и клеточная биология», Проектом повышения конкурентоспособности ведущих российских университетов среди ведущих мировых научно-образовательных центров.

#### Литература

- [1] Gershovich P.M., Gershovich J.G., Buravkova L.B. Simulated microgravity alters actin cytoskeleton and integrin-mediated focal adhesions of cultured human mesenchymal stromal cells // J. Grav. Physiol. 2008. Vol. 15 (1). P. 203–204.
- [2] Pan Z, Yang J, Guo C, Shi D, Shen D, Zheng Q, Chen R, Xu Y, Xi Y, Wang J. Effects of hindlimb unloading on ex vivo growth and osteogenic/adipogenic potentials of bone marrow-derived mesenchymal stem cells in rats. Stem Cells Dev. 2008; 17(4): 795–804.
- [3] Guo J.U., Su Y, Zhong C. et al. Emerging roles of TET proteins and 5-hydroxymethylcytosines in active DNA demethylation and beyond // Cell Cycle. 2011. Vol. 10 (16). P. 2662–2668.
- [4] Ogneva I.V., Loktev S.S., Sychev V.N. Cytoskeleton structure and total methylation of mouse cardiac and lung tissue during space flight // PLoS One. 2018. Vol. 13 (5). P. e0192643.

## **ВЛИЯНИЕ КОРОТКОГО ГИПОКСИЧЕСКОГО СТРЕССА НА ФЕНОТИП МОНОЦИТ-ПРОИЗВОДНЫХ МАКРОФАГОВ ПРИ СОКУЛЬТИВИРОВАНИИ С МЕЗЕНХИМАЛЬНЫМИ СТРОМАЛЬНЫМИ КЛЕТКАМИ**

**О.Ю. Алексеева**

**П.И. Бобылева**

ГНЦ РФ — Институт медико-биологических проблем РАН, Москва, Россия

Обеспечение здоровья и работоспособности членов экипажа во время длительных космических миссий за пределами низкой околоземной орбиты и при возвращении представляют одну из важнейших задач медико-биологического сопровождения. Достижения современных клеточных технологий могут быть востребованы для нужд

космической медицины. Анализ взаимодействия основных типов клеток, вовлеченных в физиологическое и репаративное ремоделирование тканей — макрофагов и стромальных клеток, необходимо для понимания особенностей этого процесса при действии факторов космического полета и других экстремальных воздействий. В настоящее время, макрофаги и мультипотентные мезенхимальные стромальные клетки (МСК) рассматриваются как одни из наиболее перспективных объектов в регенеративной медицине и клеточной терапии заболеваний человека. Активно изучаются и уточняются механизмы, с помощью которых происходит изменение поляризации макрофагов после взаимодействия с МСК. Макрофаги являются ключевыми модуляторами воспалительного процесса, участвуют в физиологической и репаративной регенерации костной ткани, являются клетками-эффекторами иммунологических реакций. Будучи высокопластичными клетками, они в зависимости от факторов микроокружения способны изменять свое функциональное состояние. В физиологических условиях функциональное состояние макрофагов в организме находится под строгим контролем.

В условиях гипоксии и других факторов космического полета взаимодействие стромального и клеточного компонентов может изменяться.

Адаптация макрофагов и МСК к микроокружению сопровождается значительным изменением их метаболической и функциональной активности — дивергентной «поляризацией». Особое внимание в этом контексте привлекает взаимодействие этих клеток, формирующее микроокружение.

Целью данной работы являлось изучение эффектов короткого гипоксического воздействия на фенотип субпопуляций (M0 и M1) макрофагов при сокультивировании с МСК.

Субпопуляцию M0 макрофагов получали выделением из фракции мононуклеаров периферической крови человека, а субпопуляцию M1 в результате предварительной инкубации M0 с липополисахаридом в течение 48 ч. Исходный фенотип (M0 и M1) субпопуляций макрофагов и после сокультивирования оценивали методом проточной цитометрии. Была проанализирована экспрессия антигенов, характеризующих созревание (CD11b), провоспалительную активацию (CD80, CD86, HLA-DR) и поляризацию в M2 (антивоспалительный) фенотип (CD163, CD206), а также жизнеспособность. Для анализа взаимодействия проводили сокультивирование субпопуляций (M0 и M1) макрофагов и МСК из жировой ткани человека в стандартных условиях (5 % CO<sub>2</sub>, 37 °C) в течение 5 дней, после чего клетки подвергались короткому (24 ч) гипоксическому воздействию (1 % O<sub>2</sub>).

В присутствии МСК созревание M0 субпопуляции не отменялось, при этом M0 и M1 макрофаги проявляли признаки M2 поляризации. В результате паракринного взаимодействия с МСК снижалась экспрессия антигенов, связанных с провоспалительной активацией. Короткий гипоксический стресс (24 часа, 1 % O<sub>2</sub>) потенцировал эффекты МСК, что приводило к дальнейшему снижению экспрессии молекул, опосредующих провоспалительную активацию, и к повышению уровня молекул, характерных для M2 фенотипа. МСК эффективно поддерживали жизнеспособность M0 и M1 субпопуляций макрофагов в условиях гипоксического стресса.

Таким образом, в присутствии МСК гипоксический стресс индуцирует противовоспалительный характер изменения фенотипа макрофагов. В зависимости от длительности гипоксического воздействия изменяется соотношение про/антивоспалительных молекул в профиле экспрессии M0 и M1, что может определять характер их участия в развитии воспалительной реакции.

*Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 17-04-00942*

## ВОЗДЕЙСТВИЕ ФАКТОРОВ СУБОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА НА ЛИМФОЦИТЫ ЧЕЛОВЕКА

С.В. Ионов<sup>1</sup>

stepan8@gmail.com

И.Б. Алчинова<sup>2</sup>

<sup>1</sup> ГНЦ РФ — Институт медико-биологических проблем РАН, Москва, Россия

<sup>2</sup> НИИ общей патологии и патофизиологии РАН

*Данные, приведенные в работе по влиянию факторов суборбитального полета на лимфоциты человека, показали, что радиационное и электромагнитное излучение вызывает в крови повышение синтеза интерлейкинов-8 и приводит к изменению клеток в субфракционном составе среды.*

Суборбитальные полеты с использованием геофизических ракет стали экспериментальным началом космонавтики и обеспечили получение данных, позволивших человеку покинуть Землю. Суборбитальный космический полет — полет летательного аппарата по баллистической траектории. Такие полеты возможны при строго вертикальном наборе скорости [1].

В условиях космического полета организм человека подвергается различным факторам полета, и в первую очередь воздействию перегрузок. К важным патогенетическим факторам перегрузок относятся не только различные виды гипоксии, но и изменения нейро-эндокринной и иммунной регуляции, стрессорные реакции [2].

Известно, что одним из опасных факторов космического полета, оказывающих отрицательное воздействие на любой живой организм, является радиация. Среди радиочувствительных клеток крови, подверженных интерфазной гибели при дозах, близких или даже более низких, чем вызывающие репродуктивную гибель стволовых кроветворных клеток, выделяются Т-лимфоциты (Т-хелперы и Т-супрессоры), В-лимфоциты и тимоциты вилочковой железы. Причем гибели подвержены не только наивные, но и зрелые клетки, и гибель их отмечается уже после радиационного воздействия в десятки доли Грея. Фактор, приводящий к прогрессированию аутоиммунных процессов в облученном организме, является ранняя пострадиационная гибель популяции супрессорных клеток, которые погибают уже при дозах 4...6 Гр. Это приводит к усилению выработки естественных аутоантител и, как следствие, к развитию органоспецифических аутоиммунных процессов [3].

В настоящей работе приведены результаты воздействия факторов кратковременного суборбитального полета на функциональную активность иммунокомпетентных клеток — лимфоцитов человека, в сравнении с данными лабораторного контроля.

Объектом исследований являлись лимфоциты периферической крови человека. Забор крови производился из локтевой вены у здорового донора в количестве 100 мл крови. Флаконы с биоматериалом были помещены в специальный контейнер, который был заложен в суборбитальную ракету. Контрольные флаконы с биоматериалом находились при температуре  $+37 \pm 10$  °С. Время полета суборбитальной ракеты составил 25 мин.

После доставки флаконов с экспериментальным материалом в лабораторию, они были вскрыты, для проведения изучения полученного биологического материала. Контролем исследования влияния сочетанных факторов суборбитального полета на лимфоциты крови человека служили результаты, полученные в лабораторных условиях с моделированных режимов и параметров полета.

Известно, что одной из функций лимфоцитов крови является выделение цитокинов — регуляторов клеточного и гуморального иммунитета (естественного или спец-

ифического), и обладающих противовирусными, цитотоксическими функциями. В исследуемых культуральных жидкостях полетного образца было отмечено увеличение частиц белка радиусом 91,3...123 нм, и появление мелких частиц. Причем увеличение частиц радиусом 91,3 нм в опыте было больше, чем в контроле на 18 %, а радиусом 123 нм — на 6 %. По видимому, увеличение частиц размером 67...122 нм связано с повреждениями клеток и появлением фрагментов нуклеопротеидов.

Использование в эксперименте лимфоцитов предполагало их специфическую реакцию на воздействие полета. Поэтому в среде было измерено содержание интерлейкинов (группа цитокинов, синтезируемая лимфоцитами, сокращенно ИЛ). Максимальные изменения были выявлены в концентрации интерлейкинов-8. Этот ИЛ обладает выраженными противовоспалительными свойствами и вызывает экспрессию молекул межклеточной адгезии. Выделение интерлейкина-8 стимулируется влиянием других интерлейкинов, в частности, интерлейкином-1 и фактором некроза опухоли (ФНО). Изменений в концентрации ФНО отмечено не было. Однозначно трактовать результаты по количеству интерлейкинов затруднительно, так как в эксперименте использовались лимфоциты, изолированные из нормального биохимического окружения. Однако обращает на себя внимание тот факт, что влияние радиации, видимо, супрессирует синтез интерлейкина-8.

Исследование влияния электромагнитного излучения (ЭМ) на кровь выявила разницу между ЛК-гистограммами опытного образца и ЛК-гистограмм, характеризующих среду после разных способов воздействия облучения. Результаты показали, что электромагнитное излучение в точках «радар» и «бок» («радар» — воздействие от радара слежения, «бок» — максимальное теоретическое облучение от оборудования внутри головы ракеты) вызывает изменения в субфракционном составе среды, которое является следствием изменения метаболизма и гибели клеток. Причем, было показано, что максимальный процент поврежденных клеток наблюдался при облучении «радар».

Таким образом, сочетанное действие факторов суборбитального полета запускает различные механизмы ответа организма на их воздействия.

Полученные экспериментальные результаты по изучению влияния факторов суборбитального полета на лимфоциты крови человека, позволили сделать следующие выводы:

1. Факторы суборбитального полета в исследуемых культуральных жидкостях выявили увеличение белковых частиц клеток лимфоцитов радиусом 91,3 -123 нм и появление мелких частиц в полетном образце.

2. Влияние радиационного облучения, увеличивает синтез интерлейкина-8 лимфоцитов крови.

3. Воздействия электромагнитного излучения (ЭМ) на лимфоциты крови вызывает изменения в субфракционном составе среды, которое является следствием изменения метаболизма и гибели клеток.

#### Литература

- [1] Александров Ю.А. Основы радиационной экологии: учеб. пособие. Йошкар-Ола: Мар. гос. ун-т, 2007. С. 268.
- [2] Герд М.А., Гуровский Н.Н. Первые космонавты и первые разведчики космоса. Изд-во АН СССР. 1962. С. 25–36.
- [3] Foster C. et al. Left ventricular function during interval and steady state exercise. Med Sci Sports Exerc. 1999. Vol. 31. P. 1157

## КОЛИЧЕСТВЕННЫЙ АНАЛИЗ БЕЛКОВОГО ПРОФИЛЯ ПЛАЗМЫ КОСМОНАВТОВ ПОСЛЕ ДЛИТЕЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

Д.Н. Каширина<sup>1</sup>

daryakudryavtseva@mail.ru

Э.Дж. Перси<sup>2</sup>

К.Х. Борчерс<sup>2</sup>

Л.Х. Пастушкова<sup>1</sup>

А.Г. Бржозовский<sup>1</sup>

И.М. Ларина<sup>1</sup>

<sup>1</sup> ГНЦ РФ — Институт медико-биологических проблем РАН, Москва, Россия

<sup>2</sup> Университет Виктории, Виктория, Британская Колумбия, Канада

*С помощью методов количественной протеомики исследованы образцы крови 18 российских космонавтов. С учетом особенностей установления полетного водного баланса, концентрации белков были нормированы по уровню в крови альбумина. Выявлено достоверное увеличение концентрации белков системы врожденного иммунитета и снижение содержания ингибиторов тирозинкиназ на +1 сутки после полета. Также изменялась представленность белков липидного обмена, обладающих антиатеросклеротическим действием.*

Изменения водно-солевого обмена играют важную роль не только при адаптации космонавтов к условиям невесомости, но и при возвращении к земной гравитации, участвуя в развитии послеполетной ортостатической неустойчивости, других неблагоприятных модификациях интегративных функций организма [1]. Динамика перестройки водно-электролитного баланса сказывается на содержании белков в плазме космонавтов в ранний послеполетный период. Поэтому целью работы явился анализ белкового профиля плазмы крови космонавтов с учетом особенностей водно-солевого обмена.

Исследованы образцы плазмы 18 российских космонавтов, собранные за 30 суток до полета и на 1 и 7 сутки после приземления. Количественный анализ проводили с помощью хромато-масс-спектрометрии с мониторингом множественных реакций (ЖХ/МРМ-МС) на хроматографе UPLC 1290 Infinity, сопряженным с тройным квадрупольным масс-спектрометром Agilent 6490. Всего были определены концентрации для 121 различных белков, в диапазоне концентраций от 33 мг/мл до 44 нг/мл, функционирующих во внеклеточной жидкости. Выявлено снижение уровней большинства белков на 1 сутки после приземления, которое объясняется тем, что, первоначально во время полета в среднем на 10...17 % уменьшается объем циркулирующей плазмы [2]. Перед спуском на Землю Российские космонавты принимают штатную водно-солевою добавку (ВСД). Затем, при возвращении к нормальной гравитации для восстановления прежнего уровня объема плазмы, активируются системы поддержания водно-солевого гомеостаза [3]. В результате объем циркулирующей крови увеличивается за счет приема ВСД, активации чувства жажды и усиления реабсорбции жидкости в почках благодаря активации гормональной регуляции, в то время как синтез белков плазмы крови по времени отстает от этих процессов. В данном эксперименте наблюдалось снижение концентрации мажорного белка альбумина в плазме крови на 9,2 %, что свидетельствовало об уровне полетного уменьшения ОЦП в данной группе космонавтов. Таким образом, на завершающем этапе КП к первым суткам периода реабилитации кровь космонавтов оказывается в определенной степени разбавленной добавочной жидкостью, т. е. наблюдается гемодиллюция [4].

Учитывая вышеописанные особенности водно-солевого обмена, мы нормировали концентрации белков на концентрацию альбумина, который отражает степень

гемодилюции, для каждого космонавта, используя высокоточное одновременное количественное измерение белков в каждом прогоне. Было выявлено достоверное увеличение концентрации 7 белков на +1 сутки после полета — компонента комплемента C9, ЛПС-связывающего белка, белка S100A9, играющих роль во врожденном иммунитете, а также аполипопротеина E и его мРНК, кислой субъединицы комплекса, связывающего инсулиноподобный ф-р роста и альфа-2-гликопротеина, богатого лейцином, способного активировать ангиогенез. Белок S100A9 служит маркером активации воспалительных реакций.

Были определены 4 белка, нормированные концентрации которых достоверно снизились на +1 сутки после полета — альфа-2HS-гликопротеин, цистатин C, являющиеся ингибиторами цистеиновых протеаз, а также аполипопротеин All и гельзолин. Максимальное снижение концентрации наблюдается для ингибиторов цистеиновых протеаз, что может свидетельствовать о снижении эластичности сосудистой стенки, т.к. ингибиторы протеаз оказывают защитное действие на сосуды. В целом, изменение баланса протеолитических и контр-протеолитических систем, по-видимому, имеет физиологический смысл — оно необходимо для быстрого обеспечения потребности организма в новых белках. «Старые» белки разрезаются протеазами, и полученные аминокислоты используются для срочного синтеза новых, необходимых в адаптационном процессе, белков.

Снижение концентрации аполипопротеина All, одного из основных белков липопротеинов высокой плотности, носителя «хорошего холестерина», компенсируется увеличением концентрации аполипопротеина E, также входящим в состав данных структур. Отметим, что у данной группы космонавтов содержание липопротеинов высокой плотности не изменялось после полета, хотя было выявлено достоверное увеличение показателя общего холестерина в крови.

Таким образом, снижение ОЦП, свойственное полету, а затем активизация ренгении жидкости на завершающем этапе полета — сказываются на изменениях концентраций белков в плазме крови космонавтов в первые сутки после приземления. При нормировании концентраций белков, определенных масс-спектрометрически, на уровень альбумина, полученный в том же прогоне, выявлено, что в начальный период реадаптации в крови космонавтов увеличивается концентрация белков врожденного иммунитета и снижается содержание ингибиторов тиоловых протеаз. Также изменяется представленность белков липидного обмена, обладающих антиатеросклеротическим действием, что можно расценивать как неблагоприятный эффект для сердечно-сосудистой системы.

*Работа была выполнена при поддержке гранта РФФИ № 18-34-00524.*

#### Литература

- [1] Grigoriev A.I., Morukov B.V., Vorobiev D.V. Water and electrolyte studies during long-term missions onboard the space stations Salyut and Mir // Clin. Investig. 1994. Vol. 72. P. 169–189.
- [2] Diedrich A., Paranjape S.Y., Robertson D. Plasma and blood volume in space // Am. J. Med. Sci. 2007. Vol. 334, no 1. P. 80–85.
- [3] Leach C.S., Alfrey C.P., Suki W.N., et al. Regulation of body fluid compartments during short-term spaceflight // J. Appl. Physiol. 1996. Vol. 81. P. 105–116.
- [4] Austin A.W., Patterson S.M., Ziegler M.G., Mills P.J. Plasma volume and flight duration effects on post-spaceflight soluble adhesion molecules // Aviat. Space Environ. Med. 2014. Vol. 85. P. 912–918.

## ПОЛУКОЛИЧЕСТВЕННЫЙ АНАЛИЗ ПРОТЕОМНОЙ КОМПОЗИЦИИ КРОВИ КОСМОНАВТОВ ПОСЛЕ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

**А.Г. Бржозовский**<sup>1</sup>

Agb.imbp@gmail.com

**А.С. Кононихин**<sup>1,2</sup>

**М.И. Индейкина**<sup>2</sup>

**Д.Н. Каширина**<sup>1</sup>

**Л.Х. Пастушкова**<sup>1</sup>

**Е.Н. Николаев**<sup>2,3</sup>

**И.М. Ларина**<sup>1</sup>

<sup>1</sup> ГНЦ РФ — Институт медико-биологических проблем РАН, Москва, Россия

<sup>2</sup> Институт биохимической физики имени Н.М. Эмануэля РАН, Москва, Россия

<sup>3</sup> Сколковский институт науки и технологии, Московская обл., Россия

*Работа направлена на выявление молекулярных механизмов адаптации организма человека к условиям космического полета. В результате полуколичественного и биоинформационного анализа 39-ти образцов плазмы крови космонавтов были выявлены изменения протеомного профиля, ассоциированные с факторами космического полета. Анализ пост-трансляционных модификаций белков, позволил локализовать сайты и степень модификации белков подверженных действию факторов космического полета, таких, как оксидативный стресс.*

Целью данной работы является выявление в плазме крови и моче панели значимо изменяющихся белков, ассоциированных с влиянием на организм факторов космического полета, этапов спуска и началом реадаптации к земным условиям, методами сравнительного полуколичественного анализа образцов плазмы крови космонавтов, до и после продолжительных космических полетов на МКС (Международная Космическая Станция).

Объектом исследования служили образцы плазмы крови космонавтов до и после продолжительных (169-199 дней) космических полетов. Участники эксперимента дали добровольное письменное согласие на его проведение, все процедуры и риски были им разъяснены. Образцы плазмы крови, собранные в 3-х различных точках: фон (за полгода до полета), +1 и +7 сутки после посадки, были получены от 13 космонавтов.

Для проведения масс-спектрометрического анализа, выполнялась пробоподготовка, состоящая из восстановления, алкилирования и протеолиза образцов ферментом трипсином, методом FASP, а также методом ферментативного гидролиза в жидкости. Для разделения полученной смеси полипептидов использовался жидкостный нанохроматограф Dionex Ultimate3000 (Thermo) с колонкой, содержащей обратно-фазный сорбент С18 (диаметр частиц 3 мкм, диаметр пор 100·10<sup>-10</sup> м). Масс-спектрометрический анализ проводился на приборе Maxis 4G Q-TOF (Bruker Daltonics) с электроспрейным источником ионов. Полуколичественный анализ был выполнен с помощью программных пакетов MaxQuant и Perseus.

В результате анализа 13 образцов плазмы космонавтов было детектировано более 214 различных белков кодируемых 167 различными генами. С помощью анализа усредненных показателей уровня белков во всех трех группах образцов с помощью метода главных компонент (число компонент 5, FDR 0,05) было выявлено, что сходную протеомную композицию имеют образцы, полученные на +7 сутки после полета и перед полетом. Этот факт свидетельствует в пользу того, что белковый состав начинает свое восстановление уже к 7 суткам после завершения КП. Филогенетические деревья, построенные на основании средних значений интенсивности, показали сходные

результаты. В результате среди группы характерных белков было выявлено 19 протеинов с изменяющейся концентрацией, предположительно — под действием факторов космического полета (в том числе перегрузок заключительного этапа и начала адаптации к земным условиям). Для визуализации процессов взаимодействия данных белков между собой, а также определения процессов, в которых они принимают участие — использовался информационный ресурс STRING. Оказалось, что большинство достоверно изменяющихся белков участвуют в ответе на стресс воздействие (12) или регулируют стресс-реакции (8). Среди них можно выделить CFB увеличивающий свой уровень на +1 сутки, который является частью альтернативного пути комплимента, генерируя C3, что, в свою очередь, усиливает оксидативный стресс [1]. Отмечены также: HP — белок острой фазы, который участвует в предотвращении оксидативного стресса и активации путей, ведущих к атрофии мышц и связанный с ним белок острой фазы SAA1 увеличение которого часто обусловлено травмами или воспалительным процессом [2]. Важными элементами, регулирующими развитие реакции оксидативного стресса, являются TF белок, а также ингибиторы протеаз серинового типа SERPINC1, SERPINA1, SERPINA3, SERPING1 и A2M. Изменение данных белков может быть опосредовано как механизмами адаптации организма к земным условиям, так и реакцией на перегрузки, возникающие в ходе посадки спускаемого аппарата. Большая часть белков участвует в провосполительных реакциях и в коагуляционном каскаде. Можно полагать также, что данные белки увеличивают свой уровень при адаптации иммунной системы к изменяющимся условиям на Земле после специфической микробиотной модификации космической станции.

Для анализа посттрансляционных модификаций и более точной характеристики выявляемых изменений данная выборка проб была также проанализирована с помощью программы Peaks Studio. Таким образом, с высокой долей вероятности были определены четыре белка, изменяющие значения во всех трех точках. ALBU, TF, HP, SAA1. За исключением сывороточного альбумина, который потенциально не представляет интереса в данном исследовании, как мажорный протеин плазмы крови, результаты, полученные по другим белкам, подтверждаются теми, что были получены с помощью программного пакета MaxQuant.

Среди трех достоверно изменяющихся белков, выявленных с помощью Peaks studios, два — HP и TF — претерпевают посттрансляционные модификации. Помимо карбомидометилирования, возникающего на этапе восстановления белков в ходе пробоподготовки, наблюдалось дезамидирование и окисление по остаткам метионина. Наибольшее значение представляет окислительная модификация метионинов белка TF (в сайтах M126, M322) — как один из индикаторов поражения тканей. Ряд исследований указывают на то, что активные формы кислорода способны модифицировать белки. Окисление может приводить к нарушению клеточно-матриксного взаимодействия, а также влиять на адгезивную функцию белков. Модифицированный TF может способствовать высвобождению ионов железа, что в свою очередь способствует реакции Фентона и пролонгирует оксидативный стресс [3]. Кроме того, TF коэкспрессируется с рядом других белков: HP, CDH1, SERPINA1, A2M, CFB, SERPINA3.

#### Литература

- [1] Rawal N., Pangburn M.K. Structure/function of C5 convertases of complement // *Int. Immunopharmacol.* 2001. Vol. 1. P. 415–422.
- [2] Kapralov A., Vlasova I.I., Feng W. et al. Peroxidase activity of hemoglobin-haptoglobin complexes: covalent aggregation and oxidative stress in plasma and macrophages // *J. Biol. Chem.* 2009. Vol. 284. P. 30395–30407.
- [3] Raynoo Thanan, Shinji Oikawa, Yusuke Hiraku et al. Oxidative Stress and Its Significant Roles in Neurodegenerative Diseases and Cancer // *Int. J. Mol. Sci.* 2015. Vol. 16. P. 193–217. DOI: 10.3390/ijms16010193

## ОСНОВНЫЕ ИТОГИ И ПЕРСПЕКТИВЫ МОНИТОРИНГА СРЕДЫ ОБИТАНИЯ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

*С.В. Поддубко  
Н.Д. Новикова*

ГНЦ РФ — Институт медико-биологических проблем РАН, Москва

Развитие космонавтики за последние десятилетия ознаменовалось весьма существенными результатами. Одним из основных итогов в этой области является создание и длительное функционирование орбитальных космических станций, которое невозможно без поддержания оптимальной по всем параметрам среды обитания космонавтов. Обеспечение микробиологической безопасности среды обитания является необходимым условием поддержания высокого уровня работоспособности членов экипажей.

В течение многолетней непрерывной эксплуатации Международной космической станции (МКС) регулярно проводится микробиологический контроль состояния воздушной среды и поверхностей интерьера и оборудования обитаемых отсеков. К настоящему времени отобрано около 1500 проб аэрозольной фазы и с декоративно-отделочных, конструкционных материалов и оборудования.

Всего в среде обитания МКС было обнаружено более 100 видов микроорганизмов, из них 66 видов бактерий и 34 вида грибов (среди последних — 2 вида дрожжей и 2 вида дрожжеподобных грибов). В составе бактериальной флоры доминировали постоянные обитатели слизистых оболочек и кожных покровов человека представители родов *Staphylococcus*, *Corynebacterium*, *Micrococcus*. Помимо типичных представителей аутомикрофлоры человека, в среде обитания МКС часто обнаруживали спорообразующие бактерии рода *Bacillus*, а также грамотрицательные неферментирующие бактерии. Состав грибного компонента отличался значительным разнообразием. Наиболее широко в среде обитания орбитальных комплексов были представлены микромицеты родов *Aspergillus*, *Penicillium* и *Cladosporium*. Эти микроорганизмы — гетеротрофы, способные активно развиваться на полимерных материалах природного и искусственного происхождения, вызывая их повреждения, заслуживают самого серьезного внимания в отношении возможности экологической экспансии в замкнутом объеме длительно действующего космического объекта.

Проведенные исследования свидетельствуют о том, что измененная среда длительно действующего орбитального комплекса может служить своеобразной антропо-технологической нишей жизнедеятельности определенных групп микроорганизмов, включающих патогенные для человека формы, а также микробы — технофилы — биодеструкторы и возбудители биокоррозии.

В ходе многолетней эксплуатации орбитального комплекса микрофлора среды подвергается специфической эволюции, при этом динамика микробной нагрузки не носит линейно-прогрессирующего характера и является волнообразным процессом чередования фаз активации и стабилизации микрофлоры, на фоне которых происходит смена доминирующих по численности и распространенности видов. Эволюция микрофлоры в этих условиях сопровождается возникновением медицинских и технологических рисков, способных оказывать влияние как на санитарно — микробиологическую обстановку, так и на характеристики безопасности и надежности космической техники.

Технологические риски определяются развитием процессов биоповреждений и биокоррозии конструкционных материалов интерьера и оборудования, появлением

отказов и нарушений в работе отдельных звеньев регенеративных систем жизнеобеспечения. Эти явления детерминируются формированием высокоактивных штаммов — биоагрессоров.

Полученные данные дают основания предполагать, что эволюция микроорганизмов в среде орбитального комплекса может быть инициирована космофизическими факторами и находиться в прямой или опосредованной зависимости от годовых и многолетних циклов солнечной активности.

Накопленные данные свидетельствуют о необходимости постоянного контроля за микробным фактором среды обитания в целях поддержания ее оптимального санитарно-микробиологического состояния и предотвращения процессов биодеструкции конструкционных материалов. Для поддержания оптимальных параметров санитарно-микробиологического состояния среды обитания обитаемых отсеков необходима разработка новых перспективных способов антимикробной защиты, включающих как химические, так и физические средства и методы.



## КОСМИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ И РОБОТОТЕХНИКА

### ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ТОЧНОСТИ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

**Д.Р. Иванько**<sup>1</sup>

darinkaalexa@gmail.com

**Д.Б. Пазычев**<sup>1,2</sup>

**В.И. Мкртчян**<sup>1,2</sup>

v.mkrtchyan@teknol.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup> ООО «Текнол»

*В работе рассматриваются два подхода к обоснованию требований по точности чувствительных элементов бесплатформенных инерциальных навигационных систем. Первый основан на использовании уравнений ошибок, второй — на сравнении эталонных параметров движения и выходных параметров, полученных после обработки измерений инерциальных приборов навигационным алгоритмом. Тестирование осуществлялось с помощью имитационного моделирования.*

Один из важных этапов разработки бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) состоит в надлежащем выборе чувствительных элементов — гироскопических датчиков угловой скорости (ДУС) и акселерометров. Кроме массогабаритных характеристик, параметров питания, наличия необходимых интерфейсов, главным критерием такого выбора выступает соответствие класса точности приборов будущей навигационной системе.

Техническое задание на разработку обычно не оговаривает максимально допустимые погрешности инерциальных приборов, но устанавливает максимальные ошибки вычисления выходных параметров БИНС. К таковым параметрам для БИНС авиационного типа относятся проекции путевой скорости на оси сопровождающего географического трехгранника, географические широта и долгота, углы истинного курса, тангажа, крена. Погрешности приборов бывают систематические и случайные. Систематические погрешности подлежат калибровке в заводских условиях [1]. Среди случайных погрешностей (смещение нуля, погрешность масштабного коэффициента, углы неортогональности), наибольшее влияние на выходные ошибки БИНС оказывают смещения нулей [2]. Настоящая работа посвящена способам поиска максимальных случайных от запуска к запуску смещений нулей ДУС и акселерометров.

Для нахождения максимально допустимых погрешностей инерциальных приборов можно воспользоваться уравнениями ошибок БИНС — дифференциальными уравнениями, устанавливающие взаимосвязь между погрешностями чувствительных элементов с одной стороны, и ошибками вычисления выходных параметров — с другой [3]. Уравнения ошибок состоят как из стационарной части, так и нестационарной, которая обуславливает влияние движения объекта. Очевидно, что для более обоснованного поиска смещений нулей нужно рассматривать обе части модели ошибок. Для этого необходимо привлечь моделирование движения объекта.

Основное предназначение уравнений ошибок — в том, чтобы быть основой для методов, повышающих точность БИНС. В то же время выходные ошибки представляют собой отклонения выходных параметров БИНС от своих идеальных значений, которые в условиях моделирования являются известными. Так, поставленную задачу определения параметров входных ошибок можно определить в условиях полной функциональности алгоритма БИНС. В отличие от использования уравнений ошибок это более приближенный к действительности подход.

И в том и в другом способе необходимо привлекать моделирование движения объекта. В первом случае это позволит учесть нестационарную часть модели ошибок. Во втором случае моделирование является основой формирования идеальных измерений приборов и параметров движения. В обоих способах алгоритм поиска максимальных смещений нулей основан на задании заведомо малых погрешностей приборов и последующего увеличения погрешностей до тех пор, пока ошибки выходных параметров не достигнут значений, оговоренных техническим заданием.

Для тестирования способов привлекалось имитационное моделирование крейсерского полета легкого самолета Cessna 172, по методике, изложенной в работе [4]. Заданные параметры точности БИНС соответствовали среднему классу точности (ошибка горизонтальных координат — 2 морские мили за час).

#### Литература

- [1] Пазычев Д.Б. Балансировка бесплатформенной инерциальной навигационной системы среднего класса точности. Наука и образование: научное издание. 2011ю № 3. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/168994.html> (дата обращения 25.11.2017).
- [2] Tereshkov V.M. A Simple Observer for Gyro and Accelerometer Biases in Land Navigation Systems // The Journal of Navigation. 2015. Vol. 68, iss. 4. P. 635–645.
- [3] Salychev O.S. Verified approaches to inertial navigation. М.: Bauman MSTU Press, 2017. 368 p.
- [4] Терешков В.М. Методика полунатурных испытаний корректируемых бесплатформенных инерциальных навигационных систем: дис. ... канд. техн. наук. М., 2011. 133 с.

## ПРИЧИНЫ НЕЛИНЕЙНОСТИ АКСЕЛЕРОМЕРОВ ТИПА Q-FLEX И SI-FLEX ПРИ ВЗАИМНОМ СМЕЩЕНИИ ЦЕНТРА МАСС И ТОЧКИ ПРИЛОЖЕНИЯ КОМПЕНСАЦИОННОЙ СИЛЫ

С.Ф. Коновалов<sup>1</sup>

Д.В. Майоров<sup>1</sup>

Ю.А. Пономарев<sup>1</sup>

В.Е. Чулков<sup>1</sup>

Л.В. Seo<sup>2</sup>

sercon@bk.ru

maord1@yandex.ru

quayside@mail.ru

vitaliy.chulkov@gmail.com

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup> ADD

*При испытаниях навигационных акселерометров типа Q-flex и Si-flex на центрифуге, создающей большие ускорения, регистрируются погрешности, эквивалентные отказу приборов. Инерциальные навигационные системы современных летательных аппаратов, обладающие значительно возросшими динамическими характеристиками, должны обеспечивать точное измерение больших ускорений (100g и более). Предельное ускорение, которое может измеряться акселерометром, определяется величиной маятниковости, величиной развиваемой плунжерным датчиком силы при допустимой мощности, выделяемой в обмотках датчика силы, а также динамическим диапазоном усилителя компенсационного контура акселерометра.*

Одной из основных причин, вызывающих возникновение недопустимых погрешностей навигационных акселерометров Q-flex и Si-flex с маятниками флажкового типа при измерении больших ускорений является несбалансированность маятника, определяемая несовпадением его центра масс и точки приложения компенсационной силы плунжерного датчика. Рассматриваются конструктивные и технологические причины возникновения разбалансированности, а также причины, связанные с анизотропией магнитных свойств материала магнитопровода плунжерного датчика силы и в первую очередь с анизотропией магнитных свойств формирующего кольцевого зазор плунжерного датчика силы магнитомягкого наконечника постоянного магнита. Приводится основывающаяся на данных экспериментов оценка возможной разбалансированности маятника, вызванной каждой из указанных причин. Методами моделирования определяется предельное ускорение, которое может измерять акселерометр с разбалансированным маятником при различных параметрах его упругого подвеса. Определяются зависимости предельного измеряемого акселерометром ускорения от толщины упругих перемычек. Приводятся результаты экспериментальных исследований Q-flex акселерометров со сбалансированными и разбалансированными маятниками, полученные с помощью прецизионной центрифуги, подтверждающие результаты математического моделирования.

## ТЕМПЕРАТУРНЫЕ ИСПЫТАНИЯ МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ БЛОКОВ

**Г.В. Попова**

**А.О. Сосков**

**А.А. Волосова**

ne\_popova@mail.ru

smoke\_91@mail.ru

jamesonann4@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В последнее время стали доступны для широкого применения микромеханические инерциальные измерительные блоки (ИИБ) с цифровым 16-разрядным выходом, оснащенные встроенным каналом измерения температуры инерциальных датчиков. Это обстоятельство открывает дополнительные возможности повышения точности ИИБ.*

Вопрос влияния температуры на показания инерциальных датчиков ИИБ (гироскопов и акселерометров) рассматривается в двух аспектах. Во-первых, влияние неизменной температуры окружающей среды на основные параметры модели погрешностей ИИБ. Во-вторых, изменение параметров ИИБ в переходном температурном режиме в первые минуты после подачи электропитания.

Разработаны простые и эффективные методики температурных испытаний ИИБ с использованием минимума контрольно-испытательного оборудования. Приведена схема экспериментальной установки. Приведены результаты температурных испытаний ИИБ на базе микросхемы MPU-6000 (MPU-6050).

## СПОСОБ ПОИСКА И УСТРАНЕНИЯ СТУПЕНЧАТЫХ ИЗМЕНЕНИЙ СИСТЕМАТИЧЕСКИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ПРИ ОБРАБОТКЕ ИЗМЕРЕНИЙ ПО ФАЗЕ НЕСУЩЕЙ ЧАСТОТЫ, ИЗЛУЧАЕМОЙ НАВИГАЦИОННЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ ГЛОНАСС И GPS

**А.В. Драников**  
**В.М. Мещеряков**

alekseidranikov@mail.ru  
messer58@mail.ru

Филиал «Прецизионного навигационно-баллистического обеспечения»  
АО «НПК «СПП», Королёв, Московская обл.

*В докладе предложен способ поиска и устранения ступенчатых изменений систематической погрешности измерений (скачков), обусловленных кратковременными разрывами в слежении за фазой несущего измерительного сигнала приемной аппаратурой беззапросных измерительных станций (БИС) при проведении фазовых измерений псевдодалности. Скачки приводят к смещению значений всех последующих фазовых измерений на неопределенное целое число длин волн и делают их непригодными для использования в высокоточных навигационных определениях. В основу поиска положен двухуровневый контроль по разностям линейных двухчастотных комбинаций измерений на соседних эпохах. Оценка величин скачков в целых числах длин волн производится с использованием полиномиального сглаживания линейных комбинаций измерений. Для устранения скачков используются специальным образом рассчитываемые профили. Обоснованы и уточнены величины контрольных допусков и интервалов сглаживания для беззапросных измерительных систем, используемых при эфемеридном и частотно-временном обеспечении навигационных КА ГЛОНАСС и GPS. Результаты практического применения способа показали его эффективность при первичной обработке фазовых измерений от БИС.*

В процессе реальной работы беззапросных измерительных станций (БИС) при приеме сигнала от навигационных аппаратов глобальных спутниковых навигационных систем (ГНСС) возникают скачки, обусловленные потерей непрерывности слежения за фазой несущей частоты навигационного сигнала. Для эффективного использования измерений псевдодалности по фазе несущей частоты (фазовых измерений), обладающих на два порядка более высокой точностью по сравнению с измерениями псевдодалности по модулирующему коду (кодowymi измерениями) необходима разработка способов поиска, оценки величин и устранения скачков фазовых измерений. Существующие в настоящее время БИС, работающие на двух частотах  $f_1$ ,  $f_2$  и используемые для эфемеридного и частотно-временного обеспечения отечественных и зарубежных высокоточных ГНСС обладают следующими характеристиками: по дискретности проведения измерений не более единиц секунд; по среднеквадратическому отклонению (СКО) шумов измерений псевдодалности не более 1 см для фазовых измерений и не более 1 м для кодовых измерений. Использование алгоритмов поиска и устранения скачков фазовых измерений, основанных на анализе вторых-третьих разностей невязок фазовых измерений от нескольких навигационных космических аппаратов (НКА) [1] проблематично, во-первых, потому, что при расчете невязок вносятся дополнительные погрешности моделей, используемых в расчетных аналогах измерений, и во-вторых, из-за частотного разделения сигналов для НКА ГЛОНАСС. В этих условиях для поиска скачков целесообразно использовать сравнение величин линейных геометрически свободных комбинаций фазовых измерений  $L_{GF} = L_1 - L_2$  на двух соседних эпохах  $t_i$ ,  $t_j$  ( $t_i < t_j$ ) отдельно для каждого НКА. При анализе выполнения условий отсутствия скачков  $|L_{GFij}| < \Delta L_{GF}$  установлено, что при выборе малых величин допуска  $\Delta L_{GF}$  амплитуды скачков, не распознаваемых при таком сравнении, зависят от исходного соотношения несущих частот  $f_1/f_2$ , соответствующего конкретной спутниковой нави-

гационной системе. На длине волны  $\lambda_4$ , соответствующей разностной частоте  $f_4 = f_1 - f_2$  для системы ГЛОНАСС с соотношением несущих частот 9:7 они кратны 1,68 м, для системы GPS с соотношением несущих частот 77:60 они кратны 9,46 м. Для обнаружения таких скачков целесообразно ввести второй уровень контроля с использованием сравнения линейных комбинаций A4 Мельбурна–Вуббена [2, 3] кодовых и фазовых измерений, в которой фазовая составляющая имеет ту же разностную частоту  $f_4$ . Для системы ГЛОНАСС скачки уверенно распознаются путем сглаживания линейных комбинаций измерений на предыдущих эпохах полиномами.

Для рассматриваемых характеристик БИС обоснованы величины контрольных допусков и интервалов сглаживания измерений полиномами. Величина допуска для первого уровня контроля по разности  $L_{GFij}$  составляет 5 см, для второго уровня контроля по разности  $A_{4ij}$  составляет 1,5 м. На этапе распознавания для сглаживания полиномами комбинаций  $A_4$  достаточно использовать измерения на 10 предыдущих эпохах, для сглаживания комбинаций  $L_{GF}$  можно использовать меньшее число эпох.

Для оценки величин единичных скачков получены соотношения для вычисления их с точностью до одного цикла (длины волны несущей частоты) фазового измерения по известным величинам разностей  $L_{GFij}$  и  $A_{4ij}$ . Для снижения погрешностей оценок целесообразно использовать сглаживание полиномом линейных комбинаций измерений до и после момента скачка. Установлено, что для восстановления величины скачка с точностью до одного цикла при изменении СКО кодовых измерений от 0,3 до 1 м минимальное число смежных эпох для сглаживания изменяется от 3 до 12. При рассматриваемом диапазоне дискретности проведения измерений для сглаживания достаточно использовать полином 1-й степени.

Устранение скачков в фазовых измерениях производится с использованием профилей — поправок  $\Delta L_1$  и  $\Delta L_2$  к измеренным значениям  $L_1$  и  $L_2$ , в которых суммируются оценки величин одиночных скачков по мере их обнаружения так, что при наличии одиночных скачков  $\Delta L_{1ij}$  и  $\Delta L_{2ij}$  при переходе с эпохи  $t_i$  на  $t_j$  профили  $\Delta L_1$  и  $\Delta L_2$  изменяются соответственно на величины  $\Delta L_{1ij}$  и  $\Delta L_{2ij}$ . На интервалах между скачками значения профилей не изменяются.

Разработанные алгоритмы поиска, оценки величин и устранения скачков фазовых измерений БИС были реализованы и проверены в программе оценки точностных характеристик БИС по RINEX-файлам в составе системы высокоточного определения эфемеридно-временной информации (СВОЭВИ). Результаты проверки показали эффективность рассмотренного в докладе способа при препроцессинге фазовых измерений от беззапросных измерительных систем.

### Литература

- [1] Бурдин И.А., Зотов С.М., Коробкин В.А. Способы контроля непрерывности навигационного параметра при проведении измерений по фазе несущей частоты по НКА систем ГЛОНАСС и GPS // Прецизионные информационно-измерительные системы: тез. докл. IV науч.-техн. конф. ОАО «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения». 20–23 марта 2014 г. Моск. обл. М.: Издат. дом МЭИ, 2014. 108 с.
- [2] Melbourne W.G. The Case for Ranging in GPS Based Geodetic Systems // Proceedings of the 1st International Symposium on Precise Positioning with the Global Positioning System / edited by Clyde Goad. 1985. US Department of Commerce, Rockville, Maryland.
- [3] Wubben G. Software Developments for Geodetic Positioning with GPS Using TI4100 Code and Carrier Measurements // Proceedings of the 1st International Symposium on Precise Positioning with the Global Positioning System / edited by Clyde Goad. 1985. US Department of Commerce, Rockville, Maryland.

## АНАЛИЗ ТОЧНОСТИ РЕШЕНИЯ УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ОРИЕНТАТОРА

В.С. Рябиков<sup>1</sup>

Н.Н. Щеглова<sup>2</sup>

SheglovaNN@yandex.ru

<sup>1</sup> НИИ электромеханики, Истра, Московская обл.

<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Осуществляется анализ точности решения кватернионных уравнений движения гироскопического ориентатора. Используется метод Пикара. Такой анализ позволяет сделать выводы о допустимых интервалах времени автономной работы. В качестве оценки ошибки принята относительная погрешность.*

Кинематическое кватернионное уравнение движения гироскопического ориентатора записывается в матричной форме [1] с учетом матрицы вращения осей. Ориентированное положение приборных осей (то есть совпадающее с орбитальными осями) должно быть положением равновесия в замкнутой системе ориентации. Для этого требуется векторная уставка (заданное положение приборных осей), и должен быть сформирован вектор коррекции (рассогласования) в проекциях на приборные оси. После этого может быть получено новое кватернионное кинематическое уравнение с учетом коррекции. В системе по вычисленному кватерниону, описывающему положение связанных осей относительно инерциальных осей, и известному кватерниону, связывающему положение орбитальных осей относительно инерциальных, находится новый кватернион положения связанных осей относительно орбитальных. Далее в вычислителе производится преобразование параметров кватерниона, характеризующего взаимное положение связанных и орбитальных осей, в углы Эйлера–Крылова. Это связано с тем, что позиционные датчики измеряют положение связанных осей объекта относительно орбитальных осей в углах Эйлера–Крылова. Поэтому сравнение измеренного и вычисленного положения объекта проводится также в углах Эйлера–Крылова.

Мерой несовпадения измеренного и вычисленного положения объекта являются их разности, причем значения углов курса, крена и тангажа определяются по вычисленным значениям кватерниона.

Полученные разности служат для коррекции накапливающихся погрешностей вычисления, которые возникают вследствие уходов датчиков угловых скоростей, накапливающихся погрешностей интегрирования кинематических уравнений, а также иных вычислительных и прочих погрешностей. Для замыкания контура коррекции разности умножаются на некоторые коэффициенты, а затем подвергаются определённому интегрированию на заданном шаге.

Для решения матричного дифференциального уравнения используется метод Пикара [1]. Приближение порядка  $n$  записывается в виде произведения матрицанта и кватерниона на предыдущем шаге.

Число членов ряда определяет методическую точность производимых вычислений и в каждом конкретном случае должно оцениваться отдельно для оптимизации загрузки бортового вычислителя при решении кватернионных уравнений. Оценка произведена путем задания системе стандартных движений [1], для которых могут быть получены аналитические выражения для угловых скоростей и их интегралов в инерциальных осях в функциях от кинематических параметров. Это дает возможность сравнить результаты вычислений кватернионов на заданном отрезке времени со значениями кватернионов, полученных из аналитических выражений, получить не-

обходимые оценки погрешностей и сделать выводы о допустимых интервалах времени, на которых выполняется автономная навигация.

В качестве стандартных движений принято два — коническое движение относительно продольной оси спутника и плоское вращение вокруг оси, перпендикулярной плоскости орбиты. Для этих движений получено выражение матрицанта. В качестве оценки ошибки принята относительная погрешность, которая определена для двух и четырех членов ряда при различных шагах интегрирования, различных параметрах (частотах) движения и различных углах раствора конуса вращения.

#### Литература

- [1] Лебедев Р.К. Стабилизация летательного аппарата бесплатформенной инерциальной системой. М.: Машиностроение, 1977. 144 с.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ВИБРОЗАЩИТЫ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

**В.П. Подчерзцев**<sup>1</sup>  
**С.В. Топильская**<sup>2</sup>

podch@list.ru  
s.v.topilskaya@mail.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup> НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

*Вопросы обеспечения виброзащиты систем управления космических аппаратов весьма актуальны на этапе выведения на орбитальный участок полета. Применение динамически настраиваемых гироскопов (ДНГ) в этих системах, предъявляет повышенные требования к системе амортизации, что связано со спецификой конструкции ДНГ. В данной работе приведены результаты моделирования систем виброзащиты включающих в себя динамические гасители колебаний.*

Особенностью систем виброзащиты гироскопических измерителей вектора угловой скорости (ГИВУС) космических аппаратов, использующих в качестве чувствительных элементов ДНГ, является необходимость, прежде всего, исключения из спектра эксплуатационных вибровоздействий частот близких к собственным механическим частотам ДНГ, а также снижение уровня виброускорений до величин определяемых границами виброустойчивости или вибропрочности конструкции ДНГ и минимизация угловых колебаний ГИВУС при поступательных движениях космического аппарата.

В данной работе рассматривается вариант системы амортизации ГИВУС, с установленными в нем тремя ДНГ, в котором четыре упругих элемента обеспечивают частотный диапазон амортизатора в пределах 150 Гц, а для снижения добротности полученной механической системы используется динамический гаситель колебаний, в качестве которого рассматривается конструкция ударного виброгасителя [1].

Определены требования к амортизирующему устройству связанные с режимом работы ДНГ с газодинамической опорой.

Представлены результаты моделирования нелинейных уравнений движения рассматриваемого амортизирующего устройства в программной среде MatLab (Simulink). Также проведен анализ движения данной механической системы с использованием метода гармонической линеаризации. Сравнение двух различных методов дало возможность оценить адекватность метода гармонической линеаризации для указанной

механической системы и показало его преимущества при выборе параметров эффективной виброизоляции ГИВУС с динамически настраиваемыми гироскопами в условиях эксплуатации.

Представлены данные экспериментальных исследований подтвердивших результата численного моделирования [2].

В результате проведенных работ создана и подтверждена расчетная модель системы амортизации позволяющая определять ее параметры обеспечивающие работоспособность гироскопических чувствительных элементов в условиях эксплуатации.

#### Литература

- [1] Подчерзцев В.П., Топильская С.В. Моделирование амортизатора системы ориентации с ударным виброгасителем // Матер. XXXIX Академических чтений по космонавтике. 2015.
- [2] Топильская С.В., Бородулин Д.С., Корнюхин А.В. Обеспечение стойкости к механическим воздействиям малогабаритного гироскопического измерителя вектора угловой скорости // Космическая техника и технологии. 2018. № 3.

## ДЕМПФИРОВАНИЕ РЕЗОНАНСНЫХ КОЛЕБАНИЙ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ СИСТЕМ ЖИДКОСТНЫМ ДЕМПФЕРОМ С УПРУГИМИ РЕБРАМИ

**С.А. Черников**

**Сюз Юнцзя**

хueyongjia88@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрена возможность демпфирования резонансных колебаний гироскопической системы жидкостным демпфером с упругими ребрами. Получены приближенные уравнения возмущенного движения гироскопической системы с демпфером. Разработан метод оптимизации параметров демпфера.*

Гироскопические системы обладают ярко выраженными резонансными свойствами. Как известно [1], что динамические демпферы являются одними из наиболее эффективных виброзащитных средств, способных подавлять резонансные колебания гироскопических систем. При этом динамический демпфер с жидкостным маховиком имеет несколько потенциальных преимуществ перед другими системами динамического демпфирования [2]. Демпфер в виде трубок, заполненных вязкой жидкостью уже широко используется для гашения космических аппаратов, в том числе гироскопических систем. Для дальнейшего повышения эффективности демпфера введены упругие перегородки [3], которые изменяют вибрационное состояние объекта путем перераспределения колебательной энергии от объекта к гасителю.

В качестве объекта демпфирования рассматривается одноосный гиростабилизатор индикаторного типа. Уравнения движения гиростабилизатора с демпфером получены путем добавления в уравнения, описывающие движение твердого тела, имеющего полость с радиальными упругими ребрами [4], дополнительного диссипативного члена. На основе полученной линейной математической модели осуществляется оптимальная настройка демпфера. В качестве критерия оптимизации параметров демпфера выбирается минимизация максимального значения амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) податливости объекта виброзащиты во всем частотном диапазоне.

Сравнение полученных АЧХ гироскопической системы с теми же характеристиками без упругих ребер позволяет сделать заключение, что введение упругой связи между объектом демпфирования и жидкостным маховиком существенно повышает эффективность подавления резонансных колебаний гироскопических систем.

#### Литература

- [1] Черников С.А. Инерционное демпфирование систем гироскопической стабилизации // Известия вузов. Приборостроение. 1969. Т. 12. № 8. С. 66–70.
- [2] Morteza Marivani. Numerical investigation of sloshing motion inside liquid dampers with and without submerged screens // Thesis for the degree of PhD. McMaster University. Hamilton, 2009. 150 p.
- [3] Богоряд И.Б., Лаврова Н.П. Численная модель течения жидкости во вращающемся цилиндре с упругими радиально расположенными ребрами // Прикладная механика и техническая физика. 2013. Т. 54, № 2. С. 59–64.
- [4] Луковский И.А., Троценко В.А., Усюкин В.И. Взаимодействие тонкостенных упругих элементов с жидкостью в подвижных полостях. Киев: Наук. думка, 1989. 240 с.

## ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ КОНСТРУКТИВНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ОПОР ГИРОПРИБОРОВ

**В.П. Подчерзцев**<sup>1</sup>  
**А.А. Фролов**<sup>2</sup>

podch@list.ru  
andy992@bk.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup> НПЦ АП им. акад. Н.А. Пилюгина

*В работе приводится сравнение схем газодинамических опор (ГДО), оценка применения профилированных канавок в ГДО. Приведена зависимость влияния геометрических параметров элементов опоры и профилированных канавок на основные характеристики ГДО. Выполнен расчет основных характеристик ГДО.*

В работе рассмотрены несколько схем ГДО: цилиндрическая, торцевая, коническая и сферическая, а также их достоинства и недостатки. Приведена оценка влияния профилированных канавок [1].

В процессе запуска и остановки гиromотора подвижная и неподвижная части ГДО контактируют между собой. Применение профилированных канавок на поверхности ГДО способствует повышению жесткости ГДО, уменьшению вероятности возникновения «полускоростного» вихря [2], а так же снижает время контакта и, соответственно, сухого трения между вращающейся и невращающейся частями ГДО при разгоне и выбеге гиromотора, что повышает ресурс его работы.

Приведена зависимость влияния геометрических параметров опоры и канавок на основные характеристики ГДО, с учетом основных критериев газового течения в малых зазорах, характерных для газодинамической опоры гироскопических приборов.

Для расчета основных характеристик ГДО в работе, на основе уравнений Навье–Стокса движения вязкого сжимаемого газа, получены уравнения движения газовых потоков в зазорах между подвижной и неподвижной частями ГДО, которые позволили определить несущую способность, жесткостные характеристики, моменты сопротивления вращению и другие параметры. Предложены некоторые модели взаимодействия газовых потоков с поверхностями газодинамической опоры использующие упрощения, учитывающие реальный характер течения газа в сверхмалых зазорах.

Полученные результаты исследования позволяют проводить анализ движения подвижной части газодинамической опоры [3] при различных скоростях вращения, в том числе в переходных режимах — разгона и выбега.

Данная работа представляет интерес для специалистов в области прецизионного гироскопического приборостроения, а также для студентов старших курсов соответствующих специальностей.

#### Литература

- [1] Подшипники с газовой смазкой /под ред. С. А. Харламова. М.: Мир, 1966. 423 с.
- [2] Гироскопические системы: Элементы гироскопических приборов: учеб. для вузов / Е.А. Никитин, С.А. Шестов, В.А. Матвеев; под ред. Д.С. Пельпора. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Высшая школа, 1988. 432 с.
- [3] Подчерцев В.П. К расчету газодинамических опор прецизионных гироскопов // Авиакосмическое приборостроение. 2013. № 11. С. 44–50.



## РАКЕТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ, ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА, ЛЁТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ, ЭКСПЛУАТАЦИЯ

### ДЕСЯТЬ ЛЕНИНСКИХ ПРЕМИЙ В.Н. ЧЕЛОМЕЯ (К 105-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ В.Н. ЧЕЛОМЕЯ)

Г.А. Ефремов      vpk@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Владимир Николаевич Челомей — выдающийся конструктор авиационной, ракетной и ракетно-космической техники, ученый с мировым именем в области механики и процессов управления, академик, дважды Герой Социалистического труда, лауреат Ленинской и трех Государственных премий, кавалер 5 орденов Ленина. В этом году исполняется 105 лет со дня его рождения.*

Первая награда Генерального конструктора Владимира Николаевича Челомея, полученная во время работы ОКБ-52, была сугубо творческая — Ленинская премия в области науки и техники в 1959 году за комплекс с крылатой ракетой П-5. В конструкцию ракеты П-5 были заложены все изобретения Владимира Николаевича Челомея:

- раскрытие крыла при неуправляемом старте;
- запуск крылатой ракеты непосредственно из транспортного контейнера;
- упрощенная система управления, взамен нереализованной навигационной системы «Звезда».

Принципиальная схема крылатой ракеты П-5 стала классической для целой плеяды крылатых ракет В.Н. Челомея. Комплексом П-5 вооружались дизельные и атомные подводные лодки ВМФ Советского Союза.

В 1967 году Ленинская премия была присуждена за комплекс работ с противокорабельными ракетами П-35. Творческий вклад Генерального конструктора Владимира Николаевича Челомея в этой работе состоял в разработке и внедрении телеуправляемого режима наведения на цели операторами корабля.

Масса и размеры ракеты П-35 были минимизированы, что позволило вооружить этими ракетами также пусковые установки на автомобильных шасси.

В том же 1967 году Ленинская премия присуждена за работу по созданию комплекса ракетного оружия подводных лодок П-6. Творческая новизна ракеты П-6 была исключительной:

- режим полета по скрытой траектории, что не обнаруживало стреляющую подводную лодку;
- режим телеуправления для ракеты восьмиракетного залпа позволял осуществлять избирательное поражение надводных кораблей.

Комплекс П-6 был установлен на 45 подводных лодках ВМФ страны.

В 1970 году работа ОКБ-52 — ракета «Аметист» — также была отмечена Ленинской премией. Это был новый творческий прорыв. Ракета стартовала из-под воды, созданный твердотопливный маршевый двигатель ракеты позволял сократить интервал между стартами ракет лодки до нескольких секунд. Флот страны получил новое грозное противокорабельное оружие.

В 1984 году «венцом» в создании поколения противокорабельных крылатых ракет стала отмеченная Ленинской премией работа по комплексу с ракетой «Гранит». Вклад Владимира Николаевича в эту работу был неоценим:

- им была изобретена схема ракеты, обеспечивающая при управляемом старте из-под воды огромную дальность полета;

- в системе управления ракеты был реализован сбор залпа;

- осуществлен обмен информацией между ракетами;

- режим выбора главной цели проходил автономно.

Важнейшей работой Владимира Николаевича Челомея был отмеченный Ленинской премией в 1968 году комплекс с межконтинентальной баллистической ракетой УР-100. Это было достижение паритета с США в стратегическом оружии — ответ на разрывывание 1000 «Минитменов». Владимир Николаевич Челомей решил задачу, которая оказалась не под силу Сергею Королёву и Михаилу Янгелю. Новизна решения по УР-100 была абсолютной.

Еще одна Ленинская премия присуждена в 1973 году за создание стратегического ракетного комплекса с МБР УР-100К. Новизна ракеты УР-100К заключалась в том, что:

- боевым оснащением ракеты была трехблочная боевая часть с индивидуальным наведением блоков на цели;

- высокая точность стрельбы достигалась скоростными характеристиками боевых блоков;

- шахтные пусковые установки для УР-100К были целиком сохранены от ракет УР-100.

Ленинскую премию в 1974 году присудили за стратегический ракетный комплекс УР-100У, созданный ОКБ-52. Главная творческая задача состояла в том, чтобы в стартовых сооружениях высокой защищенности размещалась ракета УР-100К с усиленными опорами для восприятия повышенной сейсмической нагрузки. Шахтные пусковые установки УР-100У заранее создавались и под ракеты следующего поколения УР-100Н.

В 1976 году Ленинская премия присуждена разработчикам стратегического комплекса с ракетой УР-100Н. Ракета УР-100Н была представительницей нового поколения такого оружия. Она имела классическую, разделяемую на шесть боевых блоков, боевую часть; мощный комплекс средств преодоления ПРО противника обеспечивал высокую боевую эффективность оружия. Ракеты УР-100Н внесли основной вклад в решение задачи достижения второго паритета с США — по числу боевых блоков.

Наконец, десятая Ленинская премия работам ОКБ-52 и его филиалов была присуждена в 1982 году за комплекс с МБР УР-100Н УТТХ. Это была последняя подобная награда за конструкторское творчество, полученная при жизни Владимира Николаевича Челомея. Новый комплекс решал задачи экономично, сохранились не только непоражаемые высокозащищенные шахтные пусковые установки от УР-100Н, но и ускорители I и II ступени ракеты. Новое качество обеспечили боевая нагрузка и усовершенствованная система управления с БЦВМ. Ракеты этого типа уже 32 года несут боевое дежурство в постоянной готовности к старту.

В сжатом компактном варианте я напомнил вам, товарищи, о важнейших оборонных работах, удостоенных Ленинских премий. Я не зря употребил это выражение «важнейшие работы». В Положении о Ленинских премиях четко было записано, что они присуждаются за особо выдающиеся работы в области науки и техники, обязательно превышающие по своим параметрам мировой уровень. Таковы были высокие требования этой премии. Они выполнялись и в отношении всех работ Владимира Николаевича Челомея. Разные были задачи перед каждой из этих разработок, разные были творческие вклады, открытия, разные были пути производственной, военной реализации этих работ, но у всех у них было одно общее, и это общее заключалось в том, что всеми этими десятью работами руководил один и тот же человек — Владимир

Николаевич Челомей. Он нес ответственность и за характеристики работ, и головой отвечал за их своевременную реализацию. У Ленинских премий была одна странная особенность, она по статусу могла присуждаться человеку только один раз в жизни. Эта особенность отличала ее от всех премий. Можно было получать и много государственных премий за разные работы, Сталинских премий, даже Нобелевскую премию можно получать неоднократно. Но Ленинская премия могла быть присуждена один раз в жизни. Конечно, получив в первый раз Ленинскую премию в 1959 году, Владимир Николаевич дальше не мог на нее претендовать, и все остальные девять Ленинских премий были присуждены коллективам, работавшим под его руководством, таков был статус этих премий. Конечно, это не стимулирует никого на новые творческие успехи, но Владимир Николаевич не обращал на это внимания. Мы и сейчас видим, что нет такой премии, теперь от нее остались одни символы, знаки, дипломы и техника, которая отмечена этими премиями, но, надо сказать, что нужда в такой премии в стране, мне кажется, очень ощутима. Необходима премия не просто за любой вклад, а именно за вклад в научно-технические прорывные достижения. Мы бы и сейчас могли представить две-три работы на аналогичную Ленинскую премию, но таких премий пока нет. Возможно, они возродятся под названием не политических руководителей, может они будут названы Ломоносовскими, Вавиловскими, может, просто Российскими, но такие премии, конечно, необходимы. Мы особо чтим нашего руководителя всех работ, лауреата Ленинских премий и считаем их премиями Челомею. Мы благодарны судьбе за то, что она позволила нам поработать в одном строю с Владимиром Николаевичем Челомеем.

#### Литература

- [1] 60 лет самоотверженного труда во имя мира / Г.А. Ефремов и др.; под ред. А.Г. Леонова и др. М.: Издат. дом «Оружие и технологии», 2004. 332 с.
- [2] Творцы и созидатели. Ода коллективу / Г.А. Ефремов и др.; под ред. А.Г. Леонова и др. М.: Бедретдинов и Ко, 2009. 488 с.
- [3] Ефремов Г.А. Недозволенные речи. Р.: АО «ВПК «НПО машиностроения», 2016. 196 с.

## В.Н. ЧЕЛОМЕЙ — ДЕПУТАТ ОТ ЧУВАШИИ

**А.Г. Терентьев** agterent@rambler.ru

Чувашский государственный университет имени И.Н. Ульянова

*Академик Владимир Николаевич Челомей — генеральный конструктор ракетно-космической техники — был депутатом Верховного совета СССР от Чувашии. Одной из задач, которые он решал в этом качестве, была задача развития науки в Чувашии. Те, кто помогал ему в этой работе, с благодарностью вспоминают его вклад в науку Чувашии.*

Россия рождает великих ученых немало, но гениальных — единицы. Среди них я хотел бы выделить гениального ученого и талантливого конструктора Челомея Владимира Николаевича. Он создал надежный щит от ядерных посягательств наших недругов. Не скрою, о В.Н. Челомее ранее только слышал, но не приходилось с ним встречаться. И когда сообщили, что от Чувашии в Верховный совет СССР баллотируется Владимир Николаевич Челомей, я был очень рад, надеясь на встречу с ним. И не ошибся. Владимир Николаевич был человеком весьма обаятельным и высокоинтеллигентным. Был ученым с большой буквы. Практически на все вопросы у него были обстоятельные ответы.

Как-то так получилось, что с первой встречи он проявил теплые отношения ко мне, и эти отношения сохранились до конца его жизни.

Будучи депутатом, он часто посещал Чувашскую Республику, встречался с руководителями и коллективами крупных предприятий, как Новочебоксарский химкомбинат, Чебоксарский завод промышленных тракторов, приборостроительный завод, электроаппаратный завод, а также предприятия в районных городах Канаш, Ядрин и др. Но охотно и неоднократно посещал Чувашский университет, встречался со студентами и с руководством университета. Запомнилось его выступление в актовом зале университета, где он рассказал о проблемах древней науки — механики. Наконец принял активное и непосредственное участие в работе летней научной школы «Гидродинамика больших скоростей», которая была организована в 1984 г. в Чебоксарах. По его приглашению в Чебоксары на эту школу приехали министр образования СССР академик И.Ф. Образцов, основатель школы академик Л.И. Седов. С обширным докладом выступил Владимир Николаевич, где он, в частности, обратил внимание на целесообразность изучения также гидродинамики больших ускорений.

Мне особенно приятно, что встретил такого человека, обсуждал ряд технических вопросов, выполнял некоторые теоретические проблемы по заказу В.Н. Челомея. В частности, на кафедре прикладной математики Чувашского университета, заведующим которой я в то время был, рассчитали весь процесс старта ракеты из под воды: заполнение контейнера забортной водой, ударный выход газа из сопла ракеты, движение ракеты в контейнере и вертикальное движение ракеты к свободной поверхности. Для этого необходимо было сформулировать ряд математических задач, упростить на основе дополнительных предположений, разработать алгоритмы вычисления и провести систематические расчеты.

Вторая проблема, которая интересовала В.Н. Челомея, и над которой работал коллектив каф. ТВН Чувашского университета, была «Ускорение проводника в сильном магнитном поле». Эта проблема имеет значение при исследовании ударного взаимодействия метеоритов с обшивкой корабля. Мне удалось сформулировать вариационную задачу об оптимальном напряжении при фиксированной длине электродов и об оптимальной длине электродов в заданном электромагнитном поле. Дело в том, что при больших напряжениях проводник расплавляется и, следовательно, нарушается контакт проводника. Поэтому ускорение проводника должно быть таким образом, чтобы проводник расплавился лишь на выходе в конце электродов. Эти условия и является оптимальным. В зависимости от массы удалось достичь скорости проводника до 7...10 км/с.

Несомненно, что академик Челомей Николай Владимирович оказал существенное влияние на развитие науки в молодом Чувашском университете.

## **НАПРАВЛЕНИЯ МОДЕРНИЗАЦИИ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ, КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ И СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ СВЕРХЗВУКОВОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

**А.А. Александров**

rrsrtrt@gmail.com

**В.В. Морозов**

glorius77@mail.ru

АО «Концерн «Гранит-Электрон»

*Рассматриваются вопросы построения и направления модернизации алгоритмов управления движением, комплексирования и спутниковой навигации сверхзвукового бес-*

*пилотного летательного аппарата (БПЛА), совершающего движение под воздействием аэродинамических сил, обусловленных углами атаки и скольжения.*

Представлены решения, позволяющие приводить ЛА с заданными конечными характеристиками траектории к выбранной точке, повысить точности приведения ЛА к маршрутным точкам, выработки навигационных параметров движения изделия, помехоустойчивость системы комплексирования к естественным и организованным помехам, действующим на сигналы глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС).

Рассматриваются результаты ряда научно-исследовательских работ, выполненных в соответствии с направлениями научно-технического развития АО «Концерн «Гранит-Электрон».

В части модернизации алгоритмов управления движением рассматривались вопросы синтеза по критерию величины «энергии» управления закона приведения в горизонтальной плоскости, обеспечивающего выполнение одного граничного условия — равенства нулю конечного отклонения  $z(t_f) = 0$  (так называемый квазиоптимальный закон). Данный закон призван обеспечить работу по скоростным маневрирующим объектам. Позже был разработан закон выведения на заданную линию пути, обеспечивающий выполнение двух граничных условий  $z(t_f) = 0$  и  $z'(t_f) = 0$ . В настоящее время также рассмотрена возможность выведения БПЛА на заданную линию пути применительно к продольному движению в обеспечение априорно заданных конечных траекторных характеристик.

Также рассматривается эффективность использования комбинированного — двухэтапного — закона управления, например:

- первый этап — «разворот» в продольной плоскости,
- второй этап — квазиоптимальный закон выведения на линию пути,

или

- первый этап — квазиоптимальный закон с плавным увеличением значения коэффициента при линейной координате  $h$ ,
- второй этап — квазиоптимальный закон.

В части повышения помехоустойчивости и точности системы коррекции из состава интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы (ИИСНС) рассмотрены меры по повышению

– помехоустойчивости к естественным и организованным помехам ГНСС и точности системы комплексирования за счет использования расширенного (с увеличенной размерностью) оцениваемого вектора погрешностей навигационного фильтра и уточнения его параметров,

– помехозащищенности навигационной аппаратуры потребителей (НАП) ГНСС за счет использования антенны приемника в виде адаптивной антенной решетки (АФАР-полотна) в сочетании с использованием разновидностей «защищенных» кодов приемника,

– точности автономных измерений. Так как спутниковая навигация не может быть основным, и, тем более, единственным, измерением, проведено рассмотрение возможности использования более точных по отношению к традиционно используемому предприятием составу бортовых измерителей автономных систем, построенных с использованием других физических принципов. Рассматривается возможность дополнительного использования нескольких неавтономных корректоров.

Для работы в реальных условиях искусственных и естественных помех и ограничения доступности космических навигационных аппаратов (КНА) также необходимо создание системы комплексирования системы инерциальной навигации (СИН) и НАП ГНСС по «сильносвязанной» схеме, включающей

- управление приемными контурами НАП ГНСС по информации СИН,
- комплексирование СИН и НАП ГНСС с использованием информации о псевдодальностях до каждого КНА и их относительных псевдоскоростях,
- реализацию навигационного фильтра с учетом зависимости погрешностей НАП ГНСС от погрешностей СИН.

Перечисленный ряд мер, направленных на совершенствование ИИСНС, также позволит повысить вероятностные характеристики точности приведения БПЛА.

## ОРГАНИЗАЦИЯ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБМЕНА МЕЖДУ БЕСПИЛОТНЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

С.П. Ширшев    Gremixa87@yandex.ru

АО «ЦКБ МТ «Рубин»

*В статье рассмотрены причины создания специализированной локальной вычислительной сети обеспечения безопасности полетов и обмена данными между БПЛА и намечены основные пути ее формирования.*

В настоящее время все шире и шире в мире применяются беспилотные летательные аппараты (БПЛА). Их роль в обеспечении жизнедеятельности людей постоянно увеличивается. Они являются весьма востребованными и популярными, так как выполняют много полезных функций.

С каждым годом круг решаемых задач БПЛА увеличивается. При этом еще быстрее растет их количество. В ближайшее время остро встанет вопрос об организации информационного взаимодействия между ними.

Это связано с тем, что в разных по назначению и созданных разными производителями БПЛА отсутствует функция обмена данными во время полета. Управление ими осуществляется — автоматически и полуавтоматически с командного пункта управления (КПУ). При этом не рассматриваются варианты нахождения в одном районе нескольких БПЛА, которые будут управляться разными операторами и выполнять разные задачи, что может привести к опасному сближению и столкновению.

Таким образом, информационное взаимодействие между БПЛА необходимо при использовании в одном районе разнородных (изготовленных разными предприятиями) беспилотных летательных аппаратов, в том числе при выполнении ими одной задачи. Однако производители для управления своими БПЛА используют разные технологии передачи данных. Ограниченные размеры и грузоподъемность БПЛА не позволяют размещать дополнительное оборудование для связи с другими объектами.

Возможным решением проблемы информационного обмена между БПЛА различных производителей является создание специализированной локальной вычислительной сети обеспечения безопасности полетов и обмена данными между БПЛА.

На любом беспилотном летательном аппарате имеются средства связи. С их помощью формируется канал управления БПЛА, и канал передачи информации от целевых нагрузок, размещенных на борту. Однако до настоящего времени ни одним документом не регламентируется диапазон частот, в котором осуществляется прием информации от БПЛА, а каждый разработчик и производитель БПЛА самостоятельно выбирает диапазоны частот для работы со своими объектами. Для передачи информации на командные пункты управления с БПЛА (в зависимости от их дальности и высоты полета и габаритов) используются гражданские и военные технологии передачи.

При этом частотный диапазон, в котором функционирует информационный канал, также определяет разработчик аппаратов. В настоящее время у разных аппаратов он разный. Для приема информации от БПЛА различных производителей необходима установка на борту корабля нескольких приемных устройств по количеству типов БПЛА. Кроме этого еще одной технической проблемой, которую необходимо решить в ближайшее время является проблема совместимости специального программного обеспечения (СПО), применяемого при приеме полезной информации от БПЛА. Не секрет, что также, как и при использовании средств связи, каждый разработчик применяет СПО своей разработки, работающее только со своим типом БПЛА. Оно не позволяет организовать информационный обмен между системами управления разных БПЛА. Таким образом, для организации информационного взаимодействия между необходимо:

1. Законодательным актом закрепить за каналами управления БПЛА отдельный частотный диапазон.

2. Определить частные диапазоны, в которых должны быть созданы радиоканалы и радиолинии по которым будут передаваться данные в информационных каналах БПЛА.

3. Сформировать общие требования к программному обеспечению, применяемому в БПЛА.

Скорейшая реализация данных предложений позволит сформировать требования к специализированной информационной локальной вычислительной сети обеспечения безопасности полетов и обмена данными между БПЛА.

В случае принятия решения о ее создании в нее должны быть объединены унифицированные по всем типам БПЛА бортовые и наземные:

- средства связи различных диапазонов, в первую очередь УКВ и ДЦВ диапазонов;
- сетевое оборудование (коммутаторы, маршрутизаторы);
- СПО для обмена данными;
- программные и аппаратные средства защиты информации.
- комплексы и системы обработки данных.

Опыт создания локальных вычислительных сетей (ЛВС) показывает, что наиболее оптимальна для данной сети является децентрализованная одноранговая структура. В этом случае все абоненты сети будут иметь равные права. ЛВС обеспечит обмен данными между вычислительными устройствами без «центрального элемента», что значительно повысит ее надежность. Обмен информацией между составными частями в такой одноранговой ЛВС будет проводиться по беспроводным линиям связи — в КВ, УКВ или ДЦВ диапазоне. Это будет накладывать ограничения на объем информации, которую возможно использовать в локальной вычислительной сети. Использование одной общей радиолинии для создания ЛВС значительно облегчает выбор сетевой топологии. В связи с тем, что линия связи одна и к ней подключаются все вычислительные средства сети, для обмена информацией между абонентами возможно использовать тип сетевой топологии — полносвязная сеть. При этом информация будет передаваться только по очереди — последовательно, так как линия связи единственная. Таким образом, в сети будет реализован полудуплексный режим обмена с временным или частотным разделением каналов. Основными преимуществами полносвязной сети являются:

- небольшое время установления соединений;
- простота включения-выключения абонентов (узлов сети);
- выход из строя одного абонента (вычислительного устройства) не отражается на работе всей сети.

Однако она обладает и существенными недостатками, такими как:

- неполадки в сети (подавление ее средствами радиоэлектронной борьбы) полностью блокирует работу всей сети;

— с добавлением новых вычислительных средств падает общая производительность сети.

Для оперативного добавления и исключения абонентов (БПЛА) сети, а также быстрого построения маршрутов доставки сообщений необходимо использование технологий самоорганизации (меш-технологий). Данные технологии сегодня являются достаточно отработанными и имеют неплохие возможности по внедрению в сети управления БПЛА. Кроме определения типа топологии при создании специализированной информационной локальной вычислительной сети обеспечения безопасности полетов и обмена данными необходимо будет сформировать общие требования к ней. К стандартным требованиям к любым типам ЛВС можно отнести — скорость передачи данных, адаптируемость, надежность. Теоретически определить данные параметры возможно исходя из назначения сети и результатов практических экспериментов.

Обобщая изложенный материал можно сделать вывод о том, что создание специализированной локальной вычислительной сети обеспечения безопасности полетов и обмена данными между БПЛА является сложной, но реализуемой технической задачей.

## ДВУХСТУПЕНЧАТЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ ДЛЯ ОБСЛУЖИВАНИЯ СПУТНИКОВОЙ ГРУППИРОВКИ

**В.В. Зеленцов**<sup>1</sup>

**В.И. Майорова**<sup>1</sup>

**Г.А. Щеглов**<sup>1</sup>

**Т.С. Биюшкина**<sup>2</sup>

zelentsov33@gmail.com

victoria.mayorova@gmail.com

shcheglov\_ga@bmstu.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup> АО «Вертолеты России»

*Рассматривается космический аппарат для орбитального обслуживания искусственных спутников Земли, построенный по принципу многоступенчатой системы для уменьшения массы расходимого топлива. Приведенные результаты показывают, что существует оптимальное разделение запасов характеристической скорости между двумя ступенями такого аппарата, которое дает выигрыш в массе порядка 15%.*

Автоматические космические аппараты (КА) — это, пожалуй, единственный вид сложной техники, не имеющий до настоящего времени полноценной системы технического обслуживания и ремонта. Из-за выработки ресурса КА превращаются в опасный космический мусор. При переходе к эксплуатации группировок из множества КА степень техногенного засорения околоземного пространства увеличивается и возникает необходимость в специальных КА, предназначенных для уборки космического мусора. То есть отсутствие затрат на техническое обслуживание и ремонт КА приводит к затратам на борьбу с мусором.

Таким образом имеет место комплексная актуальная проблема создания единой космической инфраструктуры сервиса КА, включающей систему промышленной эксплуатации, систему технического обслуживания и ремонта КА, а также систему утилизации космического мусора. Для построения инфраструктуры космического сервиса актуальной задачей является выбор проектных параметров КА обслуживания (КАО).

Существующие КАО и их перспективные проекты являются, как правило, одноступенчатыми КА, осуществляющими дальнейшее наведение на целевой КА (ЦКА) за счет своей маршевой двигательной установки [1]. Однако такой вариант не является оптимальным по массе, особенно при решении задач сервиса группировок ЦКА типа спутников связи или навигации, находящихся на высоких орбитах.

Рациональным способом сервиса КА является создание системы взаимодействующих между собой ЦКА и КАО, которые изначально оснащены необходимыми агрегатами и системами стыковки и активного маневрирования [2].

Для подобных КАО, с точки зрения массы расходуемого топлива, более выгодно использование двухступенчатого КАО, состоящей из базового КА, на котором размещены несколько СКА, используемых для обслуживания ЦКА.

В существующих двухступенчатых КАО основные энергоемкие динамические операции сближения с целью выполняет базовый КАО, который реализует приращение основной доли запаса характеристической скорости, а, следовательно, и расхода топлива [2–4]. Сервисный КА (СКА) выполняет только операции маневрирования вблизи обслуживаемого КА, требующие малых затрат топлива. Такое распределение функций может оказаться недостаточно эффективным с точки зрения структуры массы КАО.

Целью работы является массовый анализ и определение проектного облика универсального многоцелевого двухступенчатого межорбитального космического аппарата обслуживания (КАО), способного выполнять основные задачи сервиса для группировки из нескольких КА.

В докладе представлены результаты анализа маневра дальнего наведения, который позволил выявить максимальный выигрыш в массе КАО. Показано, что выигрыш по массе достигается при оптимальном разделении запасов характеристической скорости между СКА и базовым КА. При этом разделение импульсов близко к 1/2, а выигрыш по массе составляет порядка 15% от массы одноступенчатого КАО и может линейно зависеть от числа СКА. Выигрыш по массе возрастает с уменьшением массы двигателя СКА.

При размещении на базовом КА дополнительной аппаратуры оптимальное разделение импульсов изменяется так, что большую долю импульса всегда выдает СКА. С увеличением массы дополнительной аппаратуры высота орбиты базового КА снижается. Получена оценка для максимальной массы дополнительного оборудования, которую можно установить на базовый КА.

#### Литература

- [1]. Кампания MDA Corporation. URL: <https://mdacorporation.com/> (дата обращения 28.05.2018).
- [2]. Способ обеспечения функционирования на орбите группировки космических аппаратов / Леонов А.Г. и др. Патент RU 2598682, 2015. URL: <http://www.findpatent.ru/patent/259/2598682.html> (дата обращения 28.05.2018)
- [3]. Scott D.R. In-space servicing of spacecraft employng artificial life robotcs US Patent 5,299,764, 1994 12 p.
- [4]. Behrens J.W., Kessler T.L., Peltz L., Cronick J.J., Caplin G.N., Chandler F.O., Frampton R.V., Rivera D.E., Two part spacecraft servicing vehicle system with adaptors, tools, and attachment mechanisms US Patent Application Publication US 2007/0228220 A1, 2007 21 p.

## ПОСТРОЕНИЕ ГЕОМЕТРИИ ГОЛОВНОЙ ЧАСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ПРЯМОТОЧНЫМ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ СХЕМЫ СО СНИЖЕННЫМ ВНЕШНИМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ СОПРОТИВЛЕНИЕМ

Л.С. Чеховский

leonidkontakt@yandex.ru

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского

*В данной работе приводится способ формирования головной части ЛА с ПВРД осесимметричной схемы, позволяющий получить значительное снижение коэффициента внешнего аэродинамического сопротивления головной части при сохранении секундного расхода воздуха ВЗУ. Недостатком данного подхода является значительное увеличение длины центрального тела ВЗУ.*

В работе приводится способ формирования головной части летательного аппарата (ЛА) с прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ПВРД) осесимметричной схемы, позволяющий получить значительное снижение коэффициента внешнего аэродинамического сопротивления головной части при сохранении секундного расхода воздуха через канал воздухозаборного устройства (ВЗУ). Положительный эффект достигается посредством использования ступенчатого центрального тела ВЗУ и выдвижения вперед его первой ступени с одновременным увеличением площади входа, так, что значительная часть воздуха, заторможенного первой ступенью, не захватывается воздухозаборником.

Достижимое таким образом снижение внешнего аэродинамического сопротивления может быть весьма значительным — до 50 % сопротивления головной части или примерно 25 % сопротивления ЛА в целом. При этом внутренний объем незатененной обечайкой части центрального тела существенно увеличивается, что может быть удобно с точки зрения размещения аппаратуры.

В работе рассматривается частный случай, при котором число Маха  $M = 2,6$  и исходное отношение площади входа ВЗУ к площади миделева сечения корпуса ЛА  $S_{\text{входа}}/S_{\text{мид}} = 0,5$ . Согласно сделанным оценкам, оптимальный полуугол раствора первой ступени центрального тела составляет  $\delta_1 \approx 10^\circ$ .

Негативной стороной данной модификации является увеличение длины головной части ЛА (от начала центрального тела ВЗУ до выхода на максимальный радиус корпуса  $R$ ), которое достигает в рассмотренном здесь случае  $\approx 1,3R$ . Необходимо заметить, что при этом масса головной части, скорее всего, существенно не изменится. Кроме того, значительно увеличивается длина центрального тела торможения ВЗУ, что может увеличить толщину формирующегося на нем пограничного слоя.

## РАЗРАБОТКА И ПРОВЕДЕНИЕ ИСПЫТАНИЙ ОПЫТНОГО ОБРАЗЦА БЕЗАЗОРНОГО РОЛИКОВИНТОВОГО МЕХАНИЗМА

**Д.К. Драгун**<sup>1</sup>

**А.В. Сизанов**<sup>1</sup>

**Д.С. Блинов**<sup>2</sup>

**А.С. Носов**<sup>1</sup>

kbmotor@russian.space

kbmotor@russian.space

alekstambov@mail.ru

<sup>1</sup> Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» — «КБ «Мотор»

<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Использование гидравлических приводов в ракетно-космической отрасли часто сдерживается недостаточными показателями надежности, долговечности и эксплуатационными характеристиками этих устройств, невозможностью соответствовать передовым требованиям по обеспечению динамических характеристик, габаритов и отсутствия влияния на окружающую среду.*

Сравнительный анализ механизмов и приводов линейного перемещения показал, что более целесообразно создавать электромеханические приводы с применением планетарных роликвинтовых механизмов. Усовершенствование и разработка новых конструкций таких механизмов актуально.

Цель работы: доказательство работоспособности новой конструкции безазорного планетарного роликвинтового механизма (БзПРВМ) и определение его эксплуатационных характеристик.

Объектом исследования выступает разработка нового безазорного планетарного роликвинтового механизма высокой точности и надежности функционирования [1, 3].

Для решения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

1. Разработать и изготовить опытные образцы новой конструкции БзПРВМ.
2. Разработать методику расчета основных параметров нового БзПРВМ.
3. Разработать методику исследования основных частей БзПРВМ.

4. Провести экспериментальные исследования гайки-оболочки, цанги и роликов БзПРВМ.

5. Разработать методику исследования БзПРВМ.

6. Разработать специализированный испытательный стенд и методики проведения экспериментов [4].

7. Провести экспериментальные исследования кинематики новой конструкции БзПРВМ и выполнить анализ полученных результатов.

8. Разработать инженерные методики расчета и конструирования БзПРВМ [4].

Опытный образец БзПРВМ разрабатывался исходя из следующих условий:

– разработка отечественного электромеханического привода высокой точности и надежности функционирования;

– упрощение технологии изготовления передачи с соблюдением технических требований по точности и надежности БзПРВМ;

– основные детали механизма (ролики, винт, гайка-оболочка, цанга) должны быть изготовлены в Российской Федерации и желательно с использованием российского программного обеспечения;

– детали механизма должны быть достаточно габаритными, для упрощения процессов изготовления, дефектации и отладки;

– конструкция должна обеспечивать возможность получения линейной скорости перемещения выходного звена сопоставимой со скоростью перемещения испытательных агрегатов и специальных стендов ракетно-космической отрасли (10...20 мм/с);

- необходимой прочности;
- простота наладки и управления.

В результате проведения экспериментальных исследований можно сделать следующие выводы.

1. Экспериментальные исследования опытного образца новой конструкции БзПРВМ подтверждают его работоспособность и достоверность теоретического исследования их кинематики.

2. Проведенные исследования подтвердили возможность изготовления БзПРВМ на станках с ЧПУ (уменьшение трудоемкости, стоимости изготовления);

3. Разработан и изготовлен опытный образец БзПРВМ и испытательный стенд ИС-01 для проведения экспериментальных исследований и ресурсных испытаний. Стенд позволяет управлять экспериментами, записывать и обрабатывать полученные результаты [1, 3].

4. Анализ метрологических измерений показал возможность расширения допуска основных размеров БзПРВМ по сравнению с требованиями к высокоточным поверхностям деталей роликвинтовых механизмов.

5. Выполнена задача по созданию нового продукта — электромеханического привода высокой точности и надежности функционирования.

6. Определены рациональные размеры с полями допусков для изготовления БзПРВМ [4].

7. Габариты и масса электромеханического привода на базе БзПРВМ значительно меньше, чем гидравлического привода.

8. Изготовление и испытание электромеханического привода на базе БзПРВМ подтверждает теоретические составляющие методики [2,4].

9. Отсутствует влияние на окружающую среду.

#### Литература

- [1] Планетарная роликвинтовая передача: патент 2613138 РФ / А.Г. Варочко, А.В.Сизанов, А.Н. Сова, А.С. Носов. Заявл. 01.10.2015; опубли. 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. Варочка, Д.С. Блинов, А.С. Носов. Заявл. 01.10.2015; опубли. 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.

## МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ НОСОВОЙ ОБТЕКАТЕЛЬ И ВНУТРЕННИЙ НОСОВОЙ ОБТЕКАТЕЛЬ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ТРАНСПОРТНО-ПУСКОВОМ КОНТЕЙНЕРЕ

**В.А. Каверин**  
**А.М. Васильев**  
**А.М. Петроченко**  
**М.В. Белов**  
**Е.Е. Морозов**

vpk@vpk.npomash.ru  
vpk@vpk.npomash.ru  
vpk@vpk.npomash.ru  
vpk@vpk.npomash.ru  
vpk@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Рассматриваются и анализируются разработанные НПО машиностроения конструкции многофункционального носового обтекателя (НО) и внутреннего носового обте-*

*кателя (ВНО) сверхзвукового летательного аппарата (ЛА), размещенного в транспортно-пусковом контейнере (ТПК).*

ЛА с подводным стартом требует ряда технических решений для обеспечения его длительного хранения и эффективного преодоления подводного участка старта. Для удобства эксплуатации и защиты от воздействия внешней среды ЛА размещается в ТПК.

Для обеспечения герметизации ТПК, крепления ЛА в ТПК и обеспечения заданных гидродинамических характеристик на подводном участке, а также недопущения попадания воды в воздухозаборник прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) маршевой ступени, на передней части ЛА устанавливается НО.

НО состоит из днища и корпуса, образующих разъемное соединение с обеспечением герметизации стыка. НО устанавливается в передней части корпуса ЛА и крепится пиростопорами с возможностью отделения. На заднем торце НО имеется прижимное кольцо, создающее обжатие уплотнения, герметизирующего внутренние полости ЛА. На передней части НО выполнен выступ, между которым и передним торцом ТПК установлено перестыковочное кольцо, закрепленное на ТПК, а НО, в свою очередь, закреплен на перестыковочном кольце срезными элементами.

Введение перестыковочного кольца между НО и ТПК значительно снижает трудоемкость работ на заключительных этапах сборки и обеспечивает взаимозаменяемость НО и ТПК путем замены кольца, если это необходимо.

Внутри корпуса НО установлена система двигателей, которые разворачивают ЛА в необходимом направлении при старте, а также обеспечивают безударное отделение и увод НО с траектории ЛА. Для корректной работы двигателей увода служит система грузов, также установленная внутри корпуса НО. Она необходима для регулировки положения центра масс НО.

Кроме этого, на НО выполнены специальные такелажные точки для проведения работ непосредственно с НО, с НО вместе с ЛА, а также с НО вместе с ЛА, закрепленном в ТПК.

Таким образом, НО помимо своего прямого назначения, является многофункциональным агрегатом, позволяющим повысить плотность компоновки ЛА в ТПК, а также уменьшить энергозатраты путем использования двигателей, установленных внутри НО, обеспечивающих разворот ЛА в необходимом направлении и увод НО после его расфраксации вместе с этими двигателями от ЛА.

ВНО ЛА с ПВРД предназначен для предотвращения разрушения воздухозаборника и его систем на разгонном участке траектории. Это связано с блуждающим вдоль центрального тела воздухозаборника и изменяющим свою ориентацию скачком уплотнения, что приводит к пульсациям давления воздуха в перекрытом канале воздухозаборника, вызываемых выбросами воздуха из канала в те моменты, когда скачок уплотнения ложится на кромку обечайки. Блуждающий и изменяющий свою ориентацию скачок в совокупности с пульсациями давления воздуха в канале приводит к резкому возрастанию вибрационных перегрузок, после воздействия которых воздухозаборник может разрушиться.

ВНО выполнен перфорированным и закреплен на обечайке воздухозаборника. ВНО состоит из двух разделяемых частей с регулируемым положением центра масс. Для скрепления двух разделяемых частей служат стяжки с тарированным усилием разрыва. Для обеспечения разделения ВНО на каждой части имеется по одному пиротолкателю.

ЛА разгоняется стартово-разгонной ступенью (СРС), установленной в канале воздухозаборника ПВРД маршевой ступени. При этом с увеличением скорости полета плавно повышается давление воздуха в канале воздухозаборника, который на первой стадии полета перекрыт СРС. При прохождении звукового барьера на центральном теле образуется скачок уплотнения, однако зона его блуждания ограничена ВНО,

перфорированные части которого играют также роль разделительной перегородки односторонней проводимости — пропускают воздух набегающего потока в канал и затрудняет выход воздуха обратно. Объем между ВНО и фланцем СРС выполняет роль пневматического демпфера, благодаря чему резко снижается интенсивность колебаний давления воздуха в канале воздухозаборника, и, как следствие, снижаются вибрационные перегрузки воздухозаборника. При этом происходит плавное повышение давления воздуха в канале воздухозаборника. Когда давление воздуха в канале воздухозаборника достигнет необходимого уровня, система управления формирует команду на сброс ВНО. По этой команде срабатывают пиротолкатели после чего рвутся стяжки, и обе части ВНО, благодаря строго определенному положению своих центров масс, отбрасываются от воздухозаборника.

На конструкцию НО подана заявка на изобретение № 2018128345, на конструкцию ВНО также подана заявка на изобретение.

## ПОВОРОТНЫЕ И СКЛАДЫВАЕМЫЕ КОНСОЛИ КРЫЛЬЕВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, РАСЧЕТЫ КИНЕМАТИЧЕСКОЙ ГЕОМЕТРИИ С ОПРЕДЕЛЕНИЕМ ПОЛОЖЕНИЯ ОСИ ВРАЩЕНИЯ КОНСОЛИ

**В.А. Каверин**  
**Д.А. Щукин**  
**Д.А. Рожков**  
**М.С. Конкин**

vpk@vpk.npomash.ru  
vpk@vpk.npomash.ru  
vpk@vpk.npomash.ru  
vpk@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Рассматриваются и анализируются конструкции поворотных и складываемых консолей крыльев летательных аппаратов, а также приводятся с подробным обоснованием разработанные расчеты кинематической геометрии складываемых консолей с определением положения оси вращения.*

**Поворотные консоли.** Поворотные консоли — консоли, которые вращаются как единое целое и в ходе вращения не выходят из плоскости (поверхности) рабочего положения.

Многоразовый ускоритель «Байкал», спрентированный НПО «Молния» по заказу ГКНПЦ имени М.В.Хруничева имеет поворотное крыло, которое располагается вдоль корпуса и переходит в рабочее положение при спуске ускорителя «Байкал» с орбиты.

Многоразовый крылатый блок второй ступени ракеты-носителя «Энергия» имеет поворотные консоли крыла, которые располагаются одна над другой вдоль корпуса и переходят в рабочее положение при спуске с орбиты.

Самолеты с крылом изменяемой геометрии также имеют поворотные консоли, позволяющие изменять стреловидность крыла в зависимости от режима полета.

Определение положения оси вращения поворотных консолей не вызывает затруднений, оно происходит в ходе компоновки ЛА.

**Складываемые консоли.** Складываемые консоли — консоли, которые в ходе вращения приходят в плоскость (на поверхность) рабочего положения в конце раскрытия и в этом положении образуют единую консоль крыла с нескладываемой частью консоли.

Впервые идея о складывании аэродинамических поверхностей (консолей крыла и рулей) с целью компактного размещения крылатых летательных аппаратов (ЛА) в транспортно-пусковых контейнерах (ТПК) и с последующим раскрытием аэродина-

мических поверхностей в воде или воздухе после выхода ЛА из ТПК была выдвинута академиком и Генеральным конструктором В.Н. Челомеем.

Эта идея была реализована в последовательном ряде крылатых ЛА со складываемыми аэродинамическими поверхностями конструкции НПО машиностроения.

Складываемые консоли имеют все современные летательные аппараты, стартующие из транспортно-пусковых контейнеров или к которым предъявляются требования по уменьшению габаритов при хранении.

**Определение положения оси вращения консоли.** В ходе разработки складываемых консолей крыла часто встает такая задача: определить положение оси вращения консоли по двум положениям консоли в ходе вращения. Например, первое положение — это раскрытое положение консоли. Второе положение консоли — это чаще всего сложное положение, при этом, когда ЛА размещается в ТПК необходимо найти приемлемое положение консоли в узкой зоне между корпусом ЛА и корпусом ТПК, т.е. между двумя концентрическими окружностями. Только после этого можно определять положение оси вращения консоли. При этом, в большинстве случаев ось вращения выходит за плоскость хорд консоли крыла. Решение этой задачи представлено в докладе.

Представляет большой интерес случай вращения складываемой консоли вокруг наклонной оси или как ее чаще называют — «косой оси». Этот вариант складывания заслуживает рассмотрения, когда крыло имеет большой размах и только расположение сложной консоли вдоль корпуса ЛА приводит к значительному уменьшению габаритов ЛА. Конечно, такой вариант складывания можно реализовать путем поворота консоли сначала вокруг одной оси, а потом вокруг другой, но это значительно усложняет конструкцию и забирает часть полезных объемов ЛА.

Задача уменьшения габаритов ЛА при хранении особенно актуальна, например, для самолетов палубной авиации. В качестве примера можно привести американский палубный истребитель F6F5, имеющий складываемые консоли крыльев. Процесс складывания-раскрытия консолей осуществляется поворотом вокруг «косой оси».

В докладе с подробным обоснованием представлен расчет кинематической геометрии консоли с «косой осью», с определением линейных и угловых координат «косой оси».

Ось вращения складываемой консоли крыла может быть непараллельной оси ЛА и, как отмечено выше, может располагаться вне плоскости хорд консоли крыла. В данном случае также требуется расчет кинематической геометрии консоли. В НПО машиностроения имеются наработки и по этому вопросу, которые представлены в докладе.

На конструкции складываемых консолей крыла ЛА получены патенты РФ № 2548960 и № 2549999, а также подана заявка на изобретение № 2018107935.

## СКЛАДЫВАЕМЫЙ РУЛЬ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ПИРОГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ РАСКРЫТИЯ

**С.А. Шестаков**

vpk@vpk.npomash.ru

**В.А. Земсков**

vpk@vpk.npomash.ru

**А.А. Виноградов**

vpk@vpk.npomash.ru

**Д.И. Натолочный**

vpk@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Складываемый руль летательного аппарата (ЛА) с пирогидравлической системой раскрытия разработан при жестких ограничениях на габариты при размещении ЛА в транспортно-пусковом контейнере (ТПК) и предельном значении по углу раскрытия.*

*Коллективом предприятия была реализована модульная конструкция малогабаритного автономного механизма раскрытия руля, обеспечивающая необходимую надежность в условиях эксплуатации ЛА при его длительном хранении.*

К системам вооружения постоянно предъявляют очень высокие требования, ставящие перед инженерами и конструкторами, казалось бы, неразрешимые задачи. Решение подобных задач требует значительных интеллектуальных усилий при традиционном недостатке времени, поэтому так велика роль «школ конструирования», созданных на предприятиях известными учеными и талантливыми конструкторами.

В АО «ВПК «НПО машиностроения» отводят особую роль созданию складываемых несущих и управляющих аэродинамических поверхностей ЛА, начало работ по созданию которых было заложено выдающимся ученым и конструктором В.Н. Челомеем. В настоящее время такие системы используются на всех современных ЛА. Коллективом предприятия активно продолжают работы по созданию новых и уникальных систем подобного рода, одна из которых описана ниже.

Перед конструкторами стояла задача разработать систему, обеспечивающую надежное раскрытие рулей ЛА с поворотом на угол  $132^\circ$  за время не более 0,5 с и их фиксацию, с последующим обеспечением необходимых углов поворота рулей для управления полетом ЛА. При этом данная система должна обеспечивать надежность срабатывания после длительного хранения и работоспособность, как при наземном, так и при подводном стартах, то есть способность воспринимать значительное внешнее воздействие.

Наихудшими условиями старта располагает запуск с движущейся под водой подводной лодки (ПЛ). Для рассматриваемой системы ключевым параметром является набегающий на корпус ЛА водный поток, образованный как движением ПЛ на заданной глубине, так и движением самого ЛА. В момент выхода из ТПК набегающий водный поток создает на корпусе ЛА возмущающий момент, вследствие которого изделие приобретает угловые скорости относительно центра масс по всем осям, наибольшую — в направлении движения потока. В результате при выходе из воды ЛА имеет значительное отклонение в направлении движения от расчетной траектории полета, что вынуждает систему управления парировать возмущения, затрачивая энергию для вывода ЛА на расчетную траекторию движения.

Поэтому совместно с другими органами управления системе раскрытия рулей необходимо обеспечить стабилизацию ЛА на подводном участке траектории, минимизировать угловые скорости вращения аппарата, образованные возмущающими моментами от набегающих потоков, и обеспечить надежность дальнейшего полета ЛА.

Из-за ограниченного объема для размещения система выполнена из одинаковых независимых модулей — механизмов раскрытия рулей (МРР) — по одному на каждый руль. Каждый механизм имеет возможность автономной отработки и собирается вне корпуса ЛА. Такое решение позволило значительно упростить монтаж системы на изделие и уменьшить трудоемкость экспериментальной отработки.

В ходе работы был проанализирован ряд параметров и определена кинематическая схема, реализующая наилучшую энергетику с учетом требований к механизму по объему, доступному для размещения на ЛА, и обеспечению необходимых момента и угла раскрытия руля в условиях эксплуатации изделия.

МРР состоит из вала, установленного внутрь подшипника, закрепленного на корпусе ЛА, шарнирно соединенной с валом панели руля и четырехзвенной кинематической цепи раскрытия руля, установленной внутри выреза в центральной части вала. При этом вал выполнен таким образом, что является одновременно корпусом для всех необходимых элементов пирогидравлической системы раскрытия, которая задействуется по команде системы управления после выхода ЛА из ТПК. Конструк-

торам удалось реализовать компоновочную схему МРР таким образом, что в объеме не более 0,5 л были размещены: силовой цилиндр с системой демпфирования, газогенератор с газовой полостью и компенсатор температурных расширений рабочей жидкости со сливными и заправочными магистралями. Так же конструкторам удалось обеспечить внутри МРР жесткую и надежную фиксацию руля в конечном положении для дальнейшего управления ЛА, для чего в корпусе вала был установлен пружинный механизм, срабатывающий на последних значениях угла раскрытия.

В результате проделанной работы коллективом предприятия был создан уникальный механизм раскрытия руля ЛА, удовлетворяющий самым современным требованиям нашего времени.

## **МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ И АНАЛИТИЧЕСКОЙ ИНТЕРПРЕТАЦИИ ОПТИМАЛЬНЫХ ОБВОДОВ НОСОВЫХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ С ОГРАНИЧИТЕЛЬНЫМИ ТОЧКАМИ ДЛЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**В.А. Мынкин  
М.Н. Правидло**

АО «Гос МКБ «Вымпел» им. И.И. Торопова», Москва

*Рассматривается задача обеспечения автономного поиска оптимальных обводов носового обтекателя среди рационального множества для высокоскоростного беспилотного летательного аппарата (БПЛА) по неопределенному (свободному) критерию, требующему однозначного аналитического описания кривой для численного анализа. Предложенная методика в своей программной реализации охватывает возможные ограничения, обусловленные габаритами интегрируемых агрегатов или иными факторами, и обеспечивает воспроизведение кривой обводов по шести параметрам (трем ограничивающим и трем варьируемым). Аналитическая интерпретация получаемого контура всегда возвращается для критериального анализа в виде единой непрерывной функции, соответствующей требованиям сопряжения с фюзеляжем и заданным ограничениям, не позволяющим применить известные аналитические решения по субоптимальным формам обтекателей.*

Автоматизация постановки задачи исследований основана на предварительном делении контура на три характерных участка и описании их функциями свободного эллипса (с четырьмя параметрами), обеспечивающими сопряжение кривой по задаваемому уровню и градиенту в следующих четырех точках: начало координат (носок), варьируемая и ограничивающая точки, и сопряжение с фюзеляжем. В настоящей научно-практической работе не обозначена аналитическая формулировка критерия с предпосылкой его целевого определения при использовании представленной универсальной методики в прикладных задачах НИОКР, например — минимизация лобового сопротивления.

Программная реализация методики в совокупности с целевым (определенным) критерием обеспечит автономное решение оптимизационной задачи по выбору контура и его аналитическое определение в виде непрерывной функции  $y(x)$  во всех точках.

Резюмируя практическое применение рассмотренной методики, можно сделать заключение, что при проектировании обтекателей высокоскоростных БПЛА целесообразно использование их аналитической интерпретации функцией предлагаемого

вида, так как она обеспечивает четкое сопряжение в реперных точках и стабильность производной при постоянном ее убывании на всем интервале построения. В совокупности с заданием рациональных границ доступной вариации точек и градиентов исключается заведомо неоптимальное поведение кривой на всех участках контура. Кроме того, трехэллипсовая кривая позволяет повторить кривую Т.ф. Кармана и другие альтернативные формы обтекателей с погрешностью не более производственного допуска, что свидетельствует о возможности применения методики для поиска и интерпретации оптимальных форм всех видов проектируемых обтекателей. Кроме того, разработанный математический аппарат позволяет охватить аналитическую интерпретацию внутреннего контура обтекателя при известных параметрах изменения его толщины и имеющемся внешнем.

Перспектива развития методики рассматривается с позиции формирования не только осесимметричных обтекателей, но и обтекателей скошенной формы, где все реперные точки и градиенты в них являются функциями угла вращения кривой вокруг строительной оси. Это позволит интерпретировать их также в достаточно простой форме, за исключением дополнительной зависимости параметров систем уравнений сопряжения от угла поворота рисующей точки при математическом построении контура.

## **МЕТОДИКА АНАЛИЗА НЕСТАЦИОНАРНЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ЗАДАЧ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К СООРУЖЕНИЮ**

**А.Г. Сенникова**

anna20081801@rambler.ru

Акционерное общество «Конструкторское бюро специального машиностроения»

*Рассматривается методика анализа нестационарного газодинамического затекания в сооружение в случае открытия крышки. Приводятся результаты исследований в программе Fluent. Проведена валидация данного исследования с результатами, полученными в ЛМИ. Определяются поля температуры и скорости воздуха в сооружении в процессе затекания. Исследуется влияние сеточной сходимости на результаты и характер течения в сооружении.*

В докладе приводится методика анализа нестационарного газодинамического воздействия на сооружение, которая позволяет сделать вывод о возможности реализации сложного и наименее изученного газодинамического процесса внешнего воздействия при открытой крышке сооружения в модельных условиях и переносе исходных данных на натурные условия.

Известные в настоящее время исследования по теплообмену и течениям в разного рода выемках и углублениях, обтеканию каверны проведены в условиях, существенно отличающихся от имеющих место при воздействии высокотемпературных масс воздуха на сооружение в случае открытия крышки, что является актуальным в настоящее время. Существует возможность полноценного теоретического исследования подобных процессов.

Научная новизна заключается в следующем: в результате расчетов уточнена физическая модель и параметры, характеризующие затекание воздуха в сооружение после открытия крышки.

В соответствии с размерами испытательного сооружения, созданного в ЛМИ, построена плоская (двухмерная) расчетная область (средствами ANSYS Design Modeler), а также трехмерная расчетная область, созданная в программе Creo Parametric 2.0 и загружена в ANSYS Design Modeler.

Сформулированы основные требования к постановке задачи в программном комплексе ANSYS, в частности, программе Fluent [1–3]. Проведено исследование сеточной сходимости [4]. При выполнении расчетов в программе Fluent для моделирования турбулентности применена ренормализационная  $k$ - $\varepsilon$  модель RNG  $k$ - $\varepsilon$  [1, 2].

Поскольку расчеты в трехмерной задаче имеют высокую вычислительную трудоемкость, оценка влияния сеточной сходимости проводится с использованием плоского аналога трехмерной задачи. Различие результатов позволяет судить о возможной погрешности в задании размеров элементов сетки в трехмерном течении. Это на порядок уменьшает затраты вычислительных ресурсов и позволяет провести тестовые расчеты на весьма подробной сетке (размер ячеек в 10–20 раз меньше, чем в типовом трехмерном расчете).

Определена структура нестационарного газодинамического воздействия на сооружение с формированием схемы затекания течения.

Приведены результаты моделирования характеристик газодинамического процесса внешнего воздействия при открытой крышке сооружения в модельных условиях, полученные в программном комплексе ANSYS, в частности, программе Fluent.

Получены распределения полей температуры и скорости при затекании течения воздуха в сооружение.

#### Литература

- [1] Батурин О.В., Батурин Н.В., Матвеев В.Н. Расчет течений жидкости и газа с помощью универсального программного комплекса Fluent: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. — 151с.
- [2] Бруйка В.А. Инженерный анализ в ANSYSWORKBENCH. Ч. 1: учеб. пособие. Самара: Самар. гос. техн. ун-т, 2010. 271 с.
- [3] Бруйка В.А. Инженерный анализ в ANSYSWORKBENCH часть 2. Учеб. пособ. Самара, Самар. гос. техн. ун-т, 2010. 149 с.
- [4] About the study of convergence in the grid — Mode of access. URL: <https://flowvision.ru/index.php/primery-resheniya-zadach/303-ob-issledovanii-skhodimosti-po-setke> (дата обращения 12.02.2018).

## ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ ЗАДЕЛА ПО СОСТАВНЫМ ЧАСТЯМ ТРАНСПОРТНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО МНОГОЦЕЛЕВОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

**В.Д. Денисов**

denisov-vd@mail.ru

КБ «Салют» АО ГНПЦ им. М.В. Хруничева

*На базе отработанных элементов транспортно-энергетического модуля предлагается состав и конструкция экспериментального многоцелевого космического аппарата для летных космических испытаний новых технологий, требующих больших энергетических ресурсов в полете, в частности, испытания новых принципов движения в «безопорном» пространстве, «безрасходных» двигательных систем и систем использующих внешние массово-энергетические ресурсы, бесконтактного дистанционного ремонта «спящих» космических аппаратов на рабочих орбитах.*

К настоящему времени в рамках решения Россией приоритетной задачи создания космической ядерной электростанции (ЯЭС) на базе ядерного реактора (ЯР) мегаватт-

ного класса созданы энергоблок и испытан турбомашинный электрогенератор. Проведена разработка проекта увязки агрегатов в космический комплекс в виде транспортно-энергетического модуля (ТЭМ) на базе электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) мощностью более 100 кВт [1].

В попытках создания ТЭМ разработчики столкнулись с техническими трудностями создания трансформируемых энергоёмких конструкций и коммуникаций теплообменников. Электроракетные двигатели оказались достаточно требовательными и обуславливали жесткие условия работы радиационных теплообменников-трансформеров (РТО) большой площади. Уязвимость РТО к космическому мусору и метеороидной опасности увеличивает вероятность пробоя конструкции РТО за срок эксплуатации ТЭМ до 1 [1]. Малая тяга ЭРД обусловила большую длительность операций разгона-торможения в миссиях замены КА на ГСО, достигающая 2 лет, что сокращает возможное количество таких полетов числом 5–10 за гарантийный срок службы ТЭМ и приводит к непроизводительному использованию ресурсов КА.

Учитывая перечисленные недостатки существующей концепции ТЭМ автор, в целях повышения эффективности его эксплуатации предлагает рассмотреть новое конструктивное решение многоцелевого экспериментального ТЭМ для решения назревших крупных научно-исследовательских задач и экспериментов, требующих огромных энергетических мощностей.

Продолжая серию работ по обеспечению создания многоразовых космических летательных аппаратов, использующих в полете попутные ресурсы [4], автор предлагает на базе применения отработанных элементов ТЭМ конструкцию экспериментального многоцелевого космического аппарата (ЭМКА) для проведения масштабных летных испытаний известных приоритетных технологий, найденных современными учеными.

К таким приоритетным задачам, по мнению автора можно отнести испытания новых принципов движения в «безопорном» пространстве, «безрасходных» двигательных систем и систем использующих внешние массово-энергетические ресурсы, в том числе:

- 1) апробация фотонных двигателей и орбитальных источников света [2];
- 2) испытания электродинамических двигательных систем для создания искусственной гравитации и тяговых усилий в космическом полете;
- 3) проверка возможностей создания собственных радиационных поясов космического аппарата [2];
- 4) апробация двигателей типа EM Drive и квантовых двигателей [2,3];
- 5) отработка мягкой посадки ЭМКА на Луну.

Варианты состава и конфигурации экспериментального ЭМКА для этих эксклюзивных задач рассматривается в статье автора:

- первый вариант включает в качестве балластной нагрузки ЯЭС светодиодный прожектор [2];
- второй и третий в качестве потребителя электроэнергии использует трехосный соленоид или конвертер Рощина–Година [3];
- четвертый снабжает энергией модель EM Drive или квантового двигателя Леонова;
- пятый выполнен в виде трансформера, способного не только разворачиваться, но и складываться в орбитальном полете и на Луне.

Автором предлагается комплексное решение, позволяющее на одном аппарате провести все пять экспериментов за счет комплексирования бортовых систем ЭМКА.

На основании данных известных работ, автор приводит прогнозные оценки некоторых возможных характеристик экспериментального многоцелевого космического аппарата.

В случае положительных результатов экспериментов, на основе рассматриваемых предложений может быть создан многооразовый экспериментальный многоцелевой космический аппарат для трасс Луна – орбита Луны и Марс – орбита Марса [4].

#### Литература

- [1] Коротеев А.С. Ядерная энергодвигательная установка, Патент РФ № 2522971 Центра Келдыша от 20.07.2014 г., МПК G21D5/00.
- [2] Денисов В.Д. Летательный аппарат на электромагните. // Труды XLIII общественно-научных чтений, посвященных памяти Гагарина Ю.А., г. Королёв, секция 3, 2016.
- [3] Рошин В., Годин С. Патент RU № 2155435, МПК С1, от 27.10.1999. Устройство для выработки механической энергии и способ выработки механической энергии.
- [4] Денисов В.Д. Транспортно-энергетический модуль с использованием воды в качестве рабочего тела // Труды 45-х Гагаринских чтений. 2018.

## РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДРОССЕЛЬНЫХ СИСТЕМ СИНХРОНИЗАЦИИ

**А.Ю. Бушуев**<sup>1</sup>

**М.Ю. Иванов**<sup>2</sup>

**Д.В. Коротеев**<sup>1</sup>

**Г.Ф. Реш**<sup>2</sup>

aleks-bus@yandex.ru

vpk@vpk.npomash.ru

flyvolantrider@gmail.com

vpk@vpk.npomash.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup> АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Рассматривается вопрос оптимизации дроссельных гидравлических систем синхронизации исполнительных органов различного функционального назначения, работающих в условиях внешнего динамического нагружения, по критерию минимизации времени рассогласования их относительного перемещения в процессе выполнения прикладной задачи. Создано программно-математическое обеспечение для проработки оптимальных (в смысле заданного критерия) конструктивно-компоновочных схем таких систем синхронизации.*

Методы гидравлической синхронизации широко применяются в различных технических системах для обеспечения одновременного перемещения двух или более исполнительных органов (ИО), конструктивно связанных с газожидкостными силовыми цилиндрами и совершающих поступательные или вращательные движения [1, 2]. Как правило, ИО функционируют в условиях наличия внешних, различных по модулю и направлению, силовых воздействий, которые влияют на динамические характеристики всей системы синхронизации. В этих условиях задача поддержания одновременного перемещения нескольких ИО может решаться с использованием стабилизаторов расхода рабочей жидкости [3]. Однако, в практике проектирования систем синхронизации возникают задачи, в которых внешние воздействия заданы в достаточно узком диапазоне. В этом случае конструкцию системы синхронизации можно упростить — вместо стабилизаторов расхода использовать дроссельные шайбы, устанавливаемые в жидкостной магистрали каждого силового цилиндра. При этом появляется необходимость оптимального выбора расходных параметров дроссельных шайб с целью минимизации времени рассогласования перемещения ИО. В работе предложен эффективный численный метод многомерной оптимизации на основе метода Хука–Дживиса

и генетического алгоритма с бинарным кодированием [4], разработан программный комплекс, позволяющие вычислять оптимальные значения коэффициентов расхода и геометрические характеристики дроссельных шайб при компьютерном моделировании нестационарного процесса синхронизации четырех силовых цилиндров, на ИО которых воздействуют постоянные по модулю и различные по знаку силовые воздействия. Вычислительное ядро программного продукта содержит динамическую математическую модель функционирования указанной механической системы на основе уравнений Лагранжа второго рода и фундаментальных балансовых уравнений механики сплошных сред, для решения которой использованы численный конечно-разностный метод Рунге-Кутты четвертого порядка точности и схема Мерсона. Программа разработана с использованием кроссплатформенной среды Qt и предлагает удобный пользовательский интерфейс для выполнения автоматизированных проектных расчетов. Вычислительным экспериментом установлено, что предложенный метод многомерной оптимизации позволяет существенно сокращать временные затраты теоретических исследований.

#### Литература

- [1] Бекасов В.И., Меланьин А.Н. Синхронизация параллельно работающих приводов. М.: МАИ, 1987. 24 с.
- [2] Попов Д.Н. Механика гидро- и пневмоприводов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. 320 с.
- [3] Иванов М.Ю., Новиков А.Е., Реш Г.Ф. Особенности проектирования и численного моделирования стабилизаторов расхода в системах синхронизации движения исполнительных органов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. 2017. № 2. С. 54–65. DOI: 10.18698/0236-3941-2017-1-54-65
- [4] Северин В.П. Синтез нечетких систем автоматического управления генетическими алгоритмами по векторным критериям в среде MATLAB // Проектирование инженерных и научных приложений в среде MATLAB: Труды 5-й Междунар. науч. конф. Харьков, 2011. С. 68–92.

## УЛЬТРАЗВУКОВОЙ КОНТРОЛЬ ИЗДЕЛИЙ И КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

**А.А. Дорогов**

**А.И. Маслов**

**С.В. Шалыга**

**А.А. Болотских**

s.v.shalyga@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Определение основных производственных дефектов, характерных для деталей из МСП-К, радиопрозрачных обтекателей (РПО), выбор методов и средств неразрушающего контроля (НК), а также разработка технических требований к спецоборудованию для проведения НК деталей из полимерных композиционных материалов (ПКМ).*

Проанализированы чертежи деталей обтекателя летательного аппарата (ЛА) и эскизы деталей с описанием к программе по организации технологических работ по разработке и освоению ПКМ и технологий для применения в конструкции каркаса обтекателя перспективного ЛА.

Определены типы основных производственных дефектов, характерных для деталей из ПКМ, РПО и многослойной конструкции, и выбраны методы и средства НК [1, 2].

Показано, что каркас РПО включает в себя порядка десяти деталей из ПКМ, которые разбиты на группы по конструктивным признакам, и для каждой группы определены возможные производственные дефекты, выбраны методы и средства НК, на основании имеющегося опыта и проведенных экспериментов.

Проведен анализ существующего оборудования для возможной реализации с его помощью методов НК, выбранных ранее, а также анализ состояния современного рынка дефектоскопического оборудования, позволяющего реализовать методы НК, применительно к деталям каркаса корпуса ЛА, применительно к деталям обтекателя из ПКМ монолитной и многослойной конструкции [1].

Рассмотрена возможность использования аппаратуры НК ведущих зарубежных и отечественных фирм-изготовителей. На основании проведенного анализа чертежей обтекателя, к этим приборам подобраны необходимые для контроля деталей пьезоэлектрические преобразователи и оснастка российского и зарубежного производства. Эта оснастка применяется в основном для амплитудного-временного метода контроля, где необходимо точное соосное расположение преобразователей с двух сторон контролируемого изделия. Сделать это вручную практически невозможно. Примерная конструкция такой оснастки приведена.

Разработаны «Технические требования к спецоборудованию для проведения НК деталей из МСП-К», где даны рекомендации по выбору приборов и оснастки, необходимых для опробования выбранных на предыдущем этапе методов НК на конструктивно-подобных образцах, которые будут разработаны и изготовлены на следующих этапах работы. Также показана конструкция нестандартной оснастки, необходимой для контроля деталей обтекателя ЛА с использованием велосиметрического амплитудного ультразвукового контроля (УЗК) с двухсторонним доступом к контролируемому изделию. Рекомендуемое оборудование впоследствии будет необходимо для проведения НК серийных деталей из ПКМ.

Разработан способ доработки стандартных пьезоэлектрических преобразователей марки S1808 [3], позволяющий применить их для велосиметрического амплитудного УЗК многослойных конструкций изделий из МСП-К. Стандартные пьезоэлектрические преобразователи типа П111-0,4 имеет жесткую контактную поверхность, а это не подходит для УЗК изделий из МСП-К, так как их поверхность достаточно неровная, и надежный акустический контакт получить невозможно. Использование же контактирующей жидкости невозможно из-за того, что МСП-К гидроскопичен.

Рекомендованное оборудование дает возможность использования его для серийного НК изделий из МСП-К (обтекателей, мотогондол, каркасов, корпусов и т.д. ЛА).

#### Литература

- [1] Ланге Ю.В. Акустические низкочастотные методы и средства неразрушающего контроля многослойных конструкций. М.: Машиностроение, 1991, 272 с.
- [2] Неразрушающий контроль и диагностика: Справочник / под ред. В.В. Клюева. М.: Машиностроение, 1995. 448 с.
- [3] Ультразвуковой низкочастотный преобразователь: пат. 2082163 РФ: МПК G01N29/24/А.А. Самокрутов [и др.], заявитель и патентнообладатель ООО «АКС». № 94005901; заявл. 21.02.1994, опубл. 04.07.1997. Бюл. № 17.

## ОСОБЕННОСТИ ПОЛУЧЕНИЯ И ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО ОКИСЛЕНИЯ СВС-КЕРАМИК В СИСТЕМЕ $e\text{-ZrSi}_2\text{-ZrB}_2\text{-MoSi}_2$

И.П. Лифанов<sup>1</sup>

leaf.un.off@gmail.com

А.Н. Астапов<sup>2</sup>

Е.А. Левашов<sup>3</sup>

Ю.С. Погожев<sup>3</sup>

А.Ю. Потанин<sup>3</sup>

<sup>1</sup>АО «ВПК «НПО машиностроения»

<sup>2</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

<sup>3</sup>НИТУ «МИСИС»

*Представлены результаты изучения кинетики и механизмов высокотемпературного окисления компактных керамик в системе  $\text{ZrSi}_2\text{-MoSi}_2\text{-ZrB}_2$  при температурах 1400 и 1650 °С. При 1400 °С на поверхности образуется двухслойная структура, состоящая из сплошной силикатной пленки, наружная часть которой насыщена магнием, и подслоя на основе фазы со структурой типа шеелита, капсулирующей зерна  $\text{ZrB}_2$  и  $\text{MoSi}_2$ . При 1650 °С образуется многослойная структура, состоящая из слоя сложнoleгированного силикатного стекла и подслоев на основе  $\text{ZrO}_2$  и  $\text{SiO}_2$ . Отмечена частичная диссоциация  $\text{ZrSiO}_4$  и образование вторичных фаз  $\text{MoB}$  и  $\text{Mo}_3\text{Si}_3$ . В системе  $\text{ZrSi}_2\text{-ZrSiO}_4$  выше 1620 °С в условиях недостатка или отсутствия кислорода происходит восстановление кремния с одновременным окислением циркония до  $\text{ZrO}_2$ .*

Потребность в новых материалах является одной из ключевых проблем, возникающих при разработке систем тепловой защиты планеров и проточных трактов двигательных установок атмосферных скоростных летательных аппаратов и многоразовых аэрокосмических транспортных средств. Перспективными как для конструкционного применения, так и для нанесения функциональных защитных покрытий, являются ультравысокотемпературные керамики на основе сверхтугоплавких боридов переходных металлов систем  $\text{Zr}(\text{Hf})\text{B}_2\text{-SiC}$ ,  $\text{Zr}(\text{Hf})\text{B}_2\text{-SiC-MeSi}_2$ ,  $\text{Zr}(\text{Hf})\text{B}_2\text{-MeSi}_2$  и др., где Me — Mo, Zr, Ta, W. В данной работе для исследований выбрана система  $\text{ZrSi}_2\text{-MoSi}_2\text{-ZrB}_2$  на основе относительно легкоплавкой фазы  $\text{ZrSi}_2$  ( $T_{\text{пл}} = 1620$  °С) в сравнении с  $\text{MoSi}_2$  ( $T_{\text{пл}} = 2020$  °С) и  $\text{ZrB}_2$  ( $T_{\text{пл}} = 3245$  °С). Значительный объем жидкой фазы при высоких температурах обеспечивает возможность получения из керамики покрытий шликерно-обжиговым методом, являющимся высокоэффективным с экономической точки зрения, а также повышает способность покрытий к самозалечиванию дефектов.

Керамику получали горячим прессованием композиционных порошков, изготовленных методом самораспространяющегося высокотемпературного синтеза по схеме магнийтермического восстановления.

Для последующей оценки эволюции структуры в процессе экспозиции исследуемых материалов при высоких температурах были изучены фазовый состав, структура и пористость полученных образцов. Основными фазами являются  $\text{ZrSi}_2$ ,  $\text{MoSi}_2$ ,  $\text{ZrB}_2$ . Кроме указанных соединений во всех образцах присутствует циркон  $\text{ZrSiO}_4$ . Дисилицид циркония  $\text{ZrSi}_2$  является матричной фазой, внутри которой равномерно распределены частицы  $\text{ZrB}_2$  в виде вытянутых кристаллов правильной огранки и зерна  $\text{MoSi}_2$ . Фаза  $\text{ZrSiO}_4$  представлена в виде включений, расположенных на границах зерен матричной фазы. Также во всех образцах выявлены оксидные включения, которые содержат элементы Mg-Si-O в соотношении близком к 1 : 1 : 2.

Кинетика изотермического окисления керамики при 1400 и 1650 °С описывается степенным законом с показателем степени  $n > 2$ . Это указывает на эволюцию структуры формируемых оксидных пленок в процессе окисления.

После 10 ч окисления при 1400 °С образцы покрыты двухслойной оксидной пленкой, представленной поверхностным слоем на основе  $\text{SiO}_2$ ,  $\text{MgSiO}_3$  и  $\text{Mg}_2\text{SiO}_4$ , и подслоем на основе  $\text{ZrSiO}_4$  и  $\text{ZrO}_2$ . Установлено, что магний, первоначально равномерно распределенный в объеме исходных образцов, в процессе окисления концентрируется в поверхностном слое преимущественно в виде  $\text{MgSiO}_3$ . Формирование снаружи сплошной стекловидной пленки с присутствием отдельных дисперсных частиц  $\text{ZrSiO}_4$  указывает на миграцию значительной части  $\text{SiO}_2$  и силиката магния из подповерхностного слоя. Отсутствие на поверхности в составе продуктов окисления оксида бора или боратов свидетельствует о том, что окисляются преимущественно фазы, не содержащие бор, т. е.  $\text{ZrSi}_2$  и  $\text{MoSi}_2$ .

Окисление керамики при 1400 °С происходит главным образом по матричной фазе  $\text{ZrSi}_2$ . Селективное окисление циркония в  $\text{ZrSi}_2$  приводит к образованию аморфного  $\text{SiO}_2$  и кристаллического  $\text{ZrO}_2$  с высокой ионной проводимостью кислорода. Проницаемость  $\text{ZrO}_2$  по кислороду способствует относительно быстрому распространению окисления вглубь, особенно на начальной стадии, вплоть до момента формирования сплошного стекловидного слоя, обеспечивающего эффективный барьер для диффузии кислорода. Напротив, селективное окисление кремния в  $\text{MoSi}_2$  приводит к образованию жаростойкой  $\text{SiO}_2$  — пленки, обволакивающей кристаллы  $\text{MoSi}_2$  и защищающей их от дальнейшего окисления. Частицы  $\text{ZrB}_2$  также подвержены окислению в основном на начальной стадии — до образования капсулирующей их стеклофазы. Взаимодействие первичных продуктов окисления между собой приводит к образованию боросиликатной стеклофазы с единой анионной матрицей и новой кристаллической фазы  $\text{ZrSiO}_4$ . Формирование циркона  $\text{ZrSiO}_4$  — твердофазная реакция. Образующийся циркон имеет структуру типа шеелита, которая характеризуется высокой плотностью упаковки атомов в кристаллической решетке. Это приводит к снижению диффузии кислорода через  $\text{ZrSiO}_4$  и, как следствие, повышает жаростойкость.

После 5 ч окисления при 1650 °С образцы покрыты плотными многослойными оксидными пленками. Наружный слой представлен стеклофазой на основе  $\text{MgSiO}_3$  с редко расположенными в ней частицами  $\text{ZrSiO}_4$  со средним линейным размером примерно 3...4 мкм. Под ним располагаются подслои на основе  $\text{SiO}_2$ , в которых распределены исходные частицы  $\text{ZrB}_2$  и  $\text{MoSi}_2$ . Размер частиц  $\text{MoSi}_2$  постепенно увеличивается по мере продвижения вглубь от 3...5 мкм на поверхности подслоя до 15...20 мкм на границе раздела с внутренней частью образцов и далее сохраняется в этих же пределах. Вероятно, рост исходных дисперсных частиц  $\text{MoSi}_2$  в процессе окисления образцов стимулируется наличием жидкой фазы и ее конвекцией. Жидкая фаза присутствует как в составе оксидной зоны (силикатная стеклофаза, транспортируемая к поверхности), так и в составе внутренней части образцов ( $\text{ZrSi}_2$ , Si). Дисперсность частиц  $\text{ZrB}_2$  в процессе окисления не изменяется. Помимо указанных фаз в подповерхностной оксидной зоне обнаруживаются частицы вторичных соединений  $\text{MoB}$ ,  $\text{Mo}_5\text{Si}_3$  и отдельные частицы  $\text{ZrSiO}_4$ .

Основные отличия механизма окисления керамики при 1650 от 1400 °С связаны с появлением жидкой фазы кремния в результате инконгруэнтного плавления  $\text{ZrSi}_2$  при 1620 °С. Жидкая фаза обеспечивает более интенсивный массоперенос реагентов. Также с повышением температуры уменьшается температурная стабильность циркона  $\text{ZrSiO}_4$ , что приводит к его распаду на  $\text{ZrO}_2$  и  $\text{SiO}_2$ . Образование вторичной фазы  $\text{MoB}$  обуславливает повышение вязкости боросиликатного стекла в результате уменьшения содержания в нем бора.

Обнаружено ранее не описанное в литературе физико-химическое взаимодействие в системе  $\text{ZrSi}_2$ - $\text{ZrSiO}_4$ , приводящее к восстановлению элементарного кремния с одновременным окислением циркония до устойчивой в термодинамическом отношении фазы  $\text{ZrO}_2$ . Взаимодействие протекает в условиях недостатка или отсутствия

кислорода при температурах выше 1620 °С и сопровождается увеличением объема продуктов. Последнее приводит к повышению внутреннего давления в образцах, под действием которого (вместе с капиллярными силами) происходит выход кремния и/или эвтектики ( $\text{Si} + \text{ZrSi}_2$ ) наружу. Это объясняет появление вздутий, свищей и выпотевающих капель на поверхности образцов.

## **СИСТЕМОТЕХНИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ СОЗДАНИЯ ИННОВАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ АВТОНОМНОЙ ЭЛЕКТРОГЕНЕРАЦИИ НА ОСНОВЕ МЕСТНОГО НИЗКОСОРТНОГО УГЛЕРОДСОДЕРЖАЩЕГО СЫРЬЯ В РАМКАХ ДИВЕРСИФИКАЦИИ ОБОРОННО-ПРОМЫШЛЕННОГО КОМПЛЕКСА**

**И.В. Тихомиров**

kbmotor@russian.space

**А.И. Забегает**

kbmotor@russian.space

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» — «КБ «Мотор»

*Показана эффективность применения в зонах децентрализованного электроснабжения малых энергоустановок на базе технологий автономной электрогенерации с внутритрицикловой газификацией твердого топлива на основе местных возобновляемых биоресурсов и низкосортного ископаемого сырья. В рамках системного подхода предложены принципы создания инновационных технологий электрогенерации на основе двухстадийной схемы с паровоздушной газификацией и сжиганием топливного газа: кластерное применение компактного унифицированного реактора-газификатора с водяным охлаждением с использованием технологий жидкостного ракетного двигателя, применение тепловой машины с замкнутым циклом при системной рекуперации «сброшеного» тепла.*

Приоритетным направлением научно-технического прогресса в энергетике является создание и развитие эффективных технологий использования местных энергоресурсов для построения устойчивой системы децентрализованного электроснабжения.

К целям государственной политики в сфере обеспечения экономической безопасности относится расширение использования производственно-технологического и инновационного потенциалов организаций оборонно-промышленного комплекса для развития производства продукции гражданского назначения, а также внедрение перспективных энергоэффективных технологий, повышение эффективности переработки энергоресурсов и диверсификация направлений их экспорта с учетом мировых тенденций перехода на низкоуглеродную экономику.

В свете стратегических ориентиров долгосрочной государственной энергетической политики инновационные технологии автономной электрогенерации следует рассматривать как перспективный инвестиционный проект для реализации предприятиями ракетно-космической отрасли на базе накопленного опыта в создании высокотехнологичной продукции и с учетом перспектив развития глобальной низкоуглеродной экономики.

Энергопотребление современного мира фактически — на 93 % — базируется на ископаемых топливных ресурсах, остальные 7 % (в РФ — менее 1 %) — возобновляемые источники энергии (ВИЭ), в том числе энергия биомассы, включая органическую часть твердых коммунальных отходов (ТКО). Глобальное энергопотребление к 2050 г. может увеличиться почти в 7 раз, а постоянное увеличение темпов потребления ис-

копаемого топлива ведет не только к исчерпанию его запасов, но и приближает экологическую катастрофу вследствие глобального потепления («парниковый эффект») [1]. При этом в мире 1,5 млрд чел (16 % населения) не имеют электроэнергии, а в РФ на 60...70 % территории (20% населения) нет централизованного электроснабжения. В настоящее время Россия не представлена на мировом рынке неуглеводородной энергетики, основанной на ВИЭ и интенсивно развивающейся в рамках концепции низкоуглеродной экономики, в связи с чем необходимо сконцентрировать усилия по развитию этого перспективного инновационного направления, обладающего значительным экспортным потенциалом.

Из известных технологий преобразования твердого углеродсодержащего сырья в электроэнергию наиболее предпочтительны технологии на основе двухстадийного процесса термохимической конверсии (газификации), поскольку позволяют получить дешевый, удобный и экологически чистый энергоноситель — топливный (генераторный) газ, при сжигании которого концентрация вредных веществ в дымовых выбросах существенно снижается [1, 2].

Существующее оборудование газификации имеет низкую энергоэффективность, не отвечает современным требованиям по ряду эксплуатационно-технических характеристик (компактности, простоте и удобству обслуживания, надежности, рабочему ресурсу, универсальности по сырью, а также по экологической безопасности), что ограничивает его конкурентоспособность на мировом энергетическом рынке. Внедрение перспективных технологий газификации твердого топлива сдерживается отсутствием эффективных системотехнических решений, отвечающих практическим потребностям потенциальных пользователей.

Данная проблема относится к классу слабоструктурированных и предполагает для ее решения привлечение методов системного анализа в рамках системного подхода, предусматривающего стадию макропроектирования и базирующегося на принципах целостности, иерархичности строения, структуризации, множественности и системности.

Глобальная цель — создание серийной малой энергетической установки (до 200...500 кВт) для автономного производства электроэнергии на основе газификации твердого углеродсодержащего сырья (основной вид — биомасса, а также торф, бурые угли), отвечающей современным и перспективным требованиям для массового использования и конкурентоспособной на мировом рынке малой энергетики, с использованием научно-технического задела в области газогенераторостроения, созданного в 60-х годах в СССР, с привлечением возможностей конверсионных технологий ракетно-космической отрасли, а также результатов фундаментальных и поисковых исследований в области теории горения и газификации органического топлива.

Для поиска эффективных решений использовалась структурная оптимизация — целенаправленный итерационный процесс получения серии системных эффектов с целью оптимизации прикладной цели в рамках заданных ограничений в рамках многокритериальной задачи на основе ранжированного ряда показателей эффективности по лексикографическому порядку (автономность работы, гибкость по сырью, компактность и мобильность и т. д.).

Структурная оптимизация практически достигается с помощью специального алгоритма структурной реорганизации элементов системы, для чего была разработана серия моделей на иерархических уровнях описания — прикладном, ресурсно-энергетическом, технологическом, структурно-функциональном, агрегатно-узловом.

В основу технических решений [3, 4] положены следующие инновационные подходы:

— создание унифицированного реактора-газификатора (УРГ) на базе перспективной технологии Института проблем химической физики Российской академии наук (ИПХФ РАН) — паровоздушной газификации в плотном слое в цилиндрическом

наклонном вращающемся реакторе прямого процесса в режиме фильтрационного горения со сверхadiaбатическим разогревом — с применением технологий охлаждения жидкостного ракетного двигателя (ЖРД);

– применение тепловых машин новейшего поколения с замкнутым циклом (ORC-установка, паровая установка-микротурбина/винтовая машина, паровой поршневой двигатель, двигатель Стирлинга);

– интегрированное конструирование функциональных агрегатов (блоков) при системной рекуперации сбросного тепла (отработавшего пара, дымовых газов) для сушки исходного сырья;

– кластерное применение УРГ для построения типоразмерного ряда малых электрогенерирующих установок.

С использованием моделей на системных уровнях получены оценки рабочих параметров УРГ, также энергетической эффективности системотехнических решений. Показано, что реакторы могут быть достаточно компактными (внутренний диаметр камеры около 40 см). Верхняя граница допустимых значений влажности исходного сырья достигает 0,71...0,86, при этом существует оптимальное значение относительной влажности сырья в диапазоне 0,37...0,72, соответствующее максимальному значению энергетической эффективности. Электрический КПД системы обеспечивается на уровне 0,3...0,4, что существенно (примерно в 1,5 раза) превосходит возможности существующих аналогов.

Экспериментальную отработку основных агрегатов и узлов реактора целесообразно осуществить на базе предприятия, а дальнейшие работы — в рамках инвестиционного проекта с использованием инструментария господдержки (спецпрограмма «Конверсия» и др.).

#### Литература

- [1] Копытов В.В. Газификация конденсированных топлив: ретроспективный обзор, современное состояние дел и перспективы развития. М.: Инфра-Инженерия, 2012. 504 с.
- [2] Котельные и электростанции на биотопливе. Современные технологии получения тепловой и электрической энергии с использованием различных видов биомассы: справ. / сост. А.Д. Овсянко, С.А. Печников. СПб.: Биотопливный портал WOOD-PELLETS.COM. Изд. дом «Международная биоэнергетика», 2008. 360 с.
- [3] Способ получения электроэнергии из некондиционной топливной биомассы и устройство для его осуществления. Патенты RU № 2631450, № 2631455, № 2631456, № 2631459 / Варочко А.Г., Забегаев А.И., Тихомиров И.В., опубли. 22.09.2017. Бюл. № 27.
- [4] Способ газификации топливной биомассы и устройство для его осуществления. Патенты RU № 2631808, № 2631811, № 2631812, 631459 / Забегаев А.И., Тихомиров И.В. и др., опубли. 26.09.2017. Бюл. № 27.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАТРАТ НА ЗАПУСК РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ ИНФЛЯЦИИ

**Г.А. Бадиков**  
**А.А. Болотских**  
**С.А. Здоровец**

grigori.badikov@rambler.ru  
89161424838@yandex.ru  
Ws4415@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Разработана экономическая модель затрат на запуск ракет-носителей, учитывающая затраты на модификацию ракеты-носителя в процессе эксплуатации, изменение*

*количества запусков в год, изменение процентной ставки, включающей инфляцию. Изменение инфляции от 0 до 25 % с ошибкой не более 1% можно учитывать изменяющейся процентной ставкой инвестиционного проекта, где в качестве инвестиций рассматриваются затраты на разработку. Моделирование затрат на запуск современных ракет-носителей (Протон-М, Фалькон 9, Атлас V 401) показало, что при изменении инфляции от 4 до 25 % необходимо использовать предлагаемую модель. Если инфляция в пределах 0...4 %, более простая модель дает аналогичные результаты.*

Существующие модели затрат на запуск ракет-носителей [1, 2] не позволяют учесть изменяющуюся инфляцию. Разработана экономическая модель затрат на запуск ракет-носителей учитывающая изменение инфляции через переменную процентную ставку инвестиционного проекта, превышающую на 30% наибольшее значение из текущих процентной ставки и процента инфляции. Анализ годовой инфляции показывает, что страны, способные выводить грузы на орбиту Земли, делятся на две группы. Одни имеют с начала века инфляцию меньше 4%. Это Евросоюз, США, Япония, Китай. Другие — Россия, Индия — имеют инфляцию больше 4%. Наибольшие колебания в России от 3 до 20 процентов. Для сравнительного моделирования были выбраны постоянно используемые с начала века без больших перерывов ракеты-носители. Это Протон М, Союз ФГ, Ариан 5, Фалькон 9, Атлас V 401, Дельта Хеви [3]. Моделирование показало, что наиболее острая конкурентная борьба за коммерческие запуски развернется между ракетами-носителями Союз ФГ, Протон М и Фалькон 9, потому что они имеют преимущество в виде более низких затрат.

В настоящей работе установлено, что учет изменения инфляции в пределах 0...4 % (Фалькон 9) практически не отражается на результатах моделирования. Изменения инфляции в пределах 5...20 % (Протон М) приводит к существенному увеличению затрат на запуск и в этом случае необходимо применять предлагаемую модель. Снижение затрат за счет кривой повышения производительности труда может быть полностью нивелировано ростом затрат из-за увеличения инфляции. Кроме того, затраты на ремонт и обслуживание многоразовых элементов космической системы растут, в определенный момент достигая таких размеров, что повторное их использование становится нецелесообразным.

#### Литература

- [1] Вертц Д.Р. Экономическая модель многоразовых и расходных ракет-носителей // Конгресс МАФ, Рио-де-Жанейро. Бразилия, 2–6 октября 2000.
- [2] Бадиков Г.А., Зуев А.Г., Левашов Р.Д. Экономическое моделирование затрат на запуск ракеты-носителя // Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея Академических чтений по космонавтике «Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация». АО «ВПК «НПО машиностроения», 2017. С. 29–36.
- [3] Бадиков Г.А., Бурнашова Е.В., Левашов Р.Д. Анализ чувствительности экономической модели затрат на запуск современных ракет-носителей // Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея Академических чтений по космонавтике «Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация». АО «ВПК «НПО машиностроения», 2018. С. 27–39.

## АНАЛИЗ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЗАТРАТ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА МНОГОРАЗОВОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНОГО СТАРТА

Г.А. Бадиков

П.С. Орлов

К.В. Кулеш

grigori.badikov@rambler.ru

spamone@mail.ru

kulesh.kostya@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Высокие темпы развития космической отрасли требуют новых технологий, снижающих затраты вывода на орбиту полезных грузов. Одним из таких проектов является система воздушного старта, для которой составлена экономическая модель и исследована чувствительность модели. К большинству исходных данных модель малочувствительна. Высокую чувствительность модель показала к количеству запусков в год и скорости обучения.*

На основе анализа существующих систем воздушного старта разработана экономическая модель затрат жизненного цикла системы воздушного старта, основанная на методах расчета эффективности инвестиционного проекта и кривой обучения [1, 2]. Затраты на систему воздушного старта ( $C_3$ ) включают: затраты на покупку, модернизацию самолета и разработку ракеты-носителя (РН) ( $C_p$ ), затраты на изготовление первого экземпляра РН ( $C_{и}$ ), затраты на обеспечение полета и запуска ( $C_n$ ), затраты на ремонт ( $C_r$ ), затраты на утилизацию ( $C_y$ ), затраты на страхование ( $C_c$ ).

$$C_3 = C_p + C_{и} + C_n + C_r + C_y + C_c$$

Разработанная экономическая модель формирования затрат на запуск РН позволяет учесть изменения, происходящие в процессе эксплуатации. Это, прежде всего, конструктивные изменения в связи с появлением новых технологий, новых материалов, нового оборудования. Изменения количества запусков в год. Изменения финансовых условий работы предприятия. Изменения спроса на рынке космических запусков. Сравнительное моделирование затрат на запуск современных ракет-носителей Minotaur, которая стартует традиционным запуском с Земли, и Pegasus-XL (воздушный старт) показало, что система воздушного старта позволяет сократить приблизительно на 30 % затраты на запуск РН. Анализ чувствительности предлагаемой экономической модели проведен для РН аналогичной Pegasus-XL. В качестве базового выбран расчет затрат на запуск в середине инвестиционного проекта. Высокую чувствительность модель показала к числу запусков в год и скорости обучения. К остальным параметрам модель оказалась малочувствительна. Модель позволяет рассчитать увеличение затрат на ремонт и обслуживание самолета во второй половине инвестиционного проекта.

### Литература

- [1] Бадиков Г.А., Зуев А.Г., Левашов Р.Д. Экономическое моделирование затрат на запуск ракеты-носителя // Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея Академических чтений по космонавтике «Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация». АО «ВПК «НПО машиностроения», 2017. С. 29–36.
- [2] Бадиков Г.А., Бурнашова Е.В., Левашов Р.Д. Анализ чувствительности экономической модели затрат на запуск современных ракет-носителей // Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея Академических чтений по космонавтике «Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация». АО «ВПК «НПО машиностроения». 2018. С. 27–39.

## СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ ПРИМЕНИМОСТИ SCRUM В КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Л.С. Точилов

tochilov@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Scrum — это фреймворк, предназначенный для разработки и поддержки сложных продуктов. В работе исследуются вопросы его применения в космической отрасли для решения проблемы развития человеческого капитала и управления рисками. Важной составляющей этой проблемы является привлечение в отрасль молодых специалистов. Показано, что Scrum идеально подходит для их вовлечения, развития и удержания.*

Космическая отрасль в России и за рубежом находится на переломном рубеже. Среди множества аспектов ее развития, которые исследуются, в том числе и на практике, особое место занимает человеческий капитал. Хотя теория управления человеческим капиталом развита достаточно хорошо, следует отметить устойчивые традиции, сложившиеся в космической отрасли, и объективную сложность внедрения в ней передовых методик управления человеческим капиталом. Проведение изменений в управлении человеческим капиталом, как правило, длительный процесс, а в среде с устоявшимися традициями — тем более.

Будем исходить из того, что, во-первых, изменения неизбежны. Во-вторых, что проводиться они должны в интересах следующего поколения работников, которое только начинает осваивать сложные навыки работы, необходимые для разработки ракетно-космической техники.

Каковы интересы этого поколения? Мнений на этот счет много. Как правило, они складываются из личного опыта, интересов и понятий о добре и зле авторов, не относящихся к миллениалам (прим.: родившиеся между 1980 и 2000 годом). В работе сделана попытка на основе передового опыта управления разработкой и поддержкой сложных продуктов, анализа проблем, связанных с человеческим капиталом в космической отрасли России и США, и впервые системно изложенных миллениалом устремлений своего поколения получить полезные выводы для развития человеческого капитала в космической отрасли.

Создание космической техники и освоение космоса невозможно без больших коллективов специалистов, мотивированных и способных к научно-техническим изысканиям, а также передаче своего уникального опыта и знаний новым поколениям работников.

Это тот человеческий капитал, управление которым и определяет настоящее и будущее космонавтики. Не случайно отец космонавтики — К.Э. Циолковский — исследовал модель развития общества, позволяющую отбирать и развивать таланты в масштабе страны [1].

Современные организационные фреймворки (прим.: framework — каркас из набора базовых элементов и правил) в большей степени ориентированы на корпоративный уровень. Одним из таких фреймворков является Scrum («Схватка» — взято из регби и обозначает метод командной игры, позволяющий завладеть мячом и вести его дальше по полю). Один из его авторов Джефф Сазерленд в своей работе [2] критикует устаревшую форму организации работ в NASA до 1986 года (прим.: 28 января 1986 года катастрофа шаттла «Челленджер»).

Насколько изменилась организация в NASA к 2002 году? Аудит, проведенный United States General Accounting Office (GAO), указал практически на те же недостатки и сформулировал требования к их исправлению [3]. Почему в NASA не была применена, например, методика Scrum (прим.: создана в 1993 году, формализована в 1995)?

Сазерленд дает ответ на этот вопрос практическим примером, правда из военной области: «группы особого назначения, создание которых можно приравнять по значимости к изобретению танка или самолета было обойдено вниманием из-за узковедомственных интересов и опасений мелких управленцев, умевших думать лишь о своей карьере» [2].

Это объяснение хоть и верное, но не дает конструктивного ответа на вопрос: «Что делать?». Помимо препятствий важно рассмотреть и движущие силы, которые могут быть заинтересованы в изменениях организации работ. Очевидно, что на эту роль больше всего подходит молодежь, которую можно было бы спросить: какая форма организации работы для нее более предпочтительна: традиционная организационная структура или Scrum-команда разработчиков законченного продукта, отвечающая за результат перед генеральным директором? Безразличие, которым часто попрекают молодежь, как раз и связано с отсутствием возможности для выбора.

При наличии выбора препятствия, сопутствующие изменениям, будут в основном связаны с личными интересами и некомпетентностью и потому представляются вполне преодолимыми.

Одним из проявлений некомпетентности является миф, что молодежь не знает, что для нее лучше и будет рада повторить путь уходящего поколения, особенно если ее еще за это стимулировать.

На самом деле, поколение Y (миллениалы) вполне уже самоидентифицировалось [4], и задача должна стоять совершенно обратная — подстраиваться под них. В пользу того, что это действительно так, говорит следующий факт: современные методы управления гораздо лучше согласуются со взглядами миллениалов, чем традиционные.

Говоря о развитии человеческого капитала, следует учитывать уровень, на котором находится управление им на предприятии. Если он ниже среднего, то развитие может состоять в устранении недостатков в традиционной иерархической модели управления персоналом. Если он выше, то уже становятся очевидными недостатки самой традиционной модели и параллельно прорабатываются варианты их преодоления. В большинстве случаев эти варианты носят характер полумер. Кардинальным, но в тоже время глубоко проработанным решением представляется вариант с созданием на предприятии Scrum-команд.

Интересно отметить, что потребность в чем-то похожем ощущалась давно: создавались временные творческие коллективы, прорабатывались идеи создания молодежных конструкторских бюро и т. п. Эти примеры могут служить хорошими кейсами при изучении метода Scrum — в чем именно были тогда допущены ошибки.

Еще один путь интуитивного движения некоторых коллективов в направлении Scrum связан с сокращением численности подразделений и увеличением объема работы. Чтобы с ним справиться, в здоровом коллективе отбрасываются иерархические роли и все начинают работать как единая команда. Тем не менее, ошибки в применении метода Scrum создают определенные риски для внедряющего его предприятия.

Важно отметить, что метод Scrum, как и любые другие методы, наряду с обычными рисками, связанными с внедрением изменений, несет и свои собственные риски существующей системе организации работ. Однако их уровень значительно ниже, чем, например, при внедрении реинжиниринга бизнес-процессов, поскольку в части рисков создание Scrum-команд больше напоминает привычный инсорсинг. Из рисков, связанных с закрытием проекта Scrum по тем или иным причинам, можно отметить сложность трудоустройства инициативных специалистов в традиционную иерархическую структуру. Переход к устаревшей форме работы может оказаться для них весьма болезненным, особенно для молодежи, так как поколение Y высоко ценит творчество, свободу и возможность самореализации.

## Литература

- [1] Циолковский К. Горе и гений. Калуга: Тип. С.А. Семенова, 1916. 9 с.
- [2] Сазерленд Дж. Scrum. Революционный метод управления проектами. М.: Манн, Иванов и Фербер, 2017. 272 с.
- [3] NASA management challenges. Human Capital and other critical Areas Need to be addressed / Statement of David M. Walker, Comptroller General of the United States, United States General Accounting Office (GAO), July 18, 2002. 28 p.
- [4] Harris, Malcolm Kids. These Days: Human Capital and the Making of Millennials by Malcolm Harris Little, Brown and Company, 2017. 272 p.

## ПРОБЛЕМЫ ПЕРЕХОДА ОТ ОПЫТНОГО ПРОИЗВОДСТВА К СЕРИЙНОМУ

**Ж.А. Барабаш**  
**Н.Н. Коновалова**  
**А.В. Молчанский**

ozm@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*В современном производстве возникает необходимость в одних и тех же производственных структурах производить как опытные, так и серийные образцы изделий. При этом для каждого перехода необходимо постоянно изучать производство с целью предупреждения проблем, которые могут возникнуть в процессе перехода от опытного производства к серийному, и наоборот.*

Каждый тип производства характеризуется определенными видами оборудования, загрузкой рабочих мест, квалификацией рабочих, оснащенностью технологиями, управлением, ресурсами, выпускаемой продукцией. В условиях единичного (индивидуального) производства рабочие места не имеют закрепленных за ним операций и загружаются различными операциями через неопределенные промежутки времени без какого-либо определенного чередования. В серийных процессах рабочие места загружаются несколькими закрепленными операциями, которые выполняются в определенной последовательности. В массовом производстве рабочие места загружены выполнением одной операции над одними и теми же деталями.

Соответственно, единичное и мелкосерийное производство характеризуется большим объемом информации. Для управления потоками информации, материальными и кадровыми ресурсами, производственными и технологическими процессами необходимо использование автоматизированной информационной системы.

Предложено провести сравнительный анализ производственных структур по системе total quality management (TQM), которая предполагает исследование объекта по 5 параметрам: «men» — персонал; «machines» — оборудование; «materials» — сырье; «methods» — тактика; «milieu» — обстановка, основанном на анализе компонентов каждой составляющей.

Эффективность TQM зависит от трех ключевых условий [1]:

- стратегия предприятия ориентирована на повышение качества;
- инвестиции направлены не в оборудование, а в людей;
- организационные структуры преобразуются под TQM.

*Персонал.* Среднеспециальные учебные заведения готовят рабочих только на станки с ЧПУ, а в производстве необходимы рабочие и на универсальное оборудова-

ние. Они должны изучить универсальное оборудование, чтобы понимать процесс резания, уметь подбирать режимы обработки в зависимости от материала, инструмента. Это необходимое условие для квалифицированного персонала.

*Оборудование.* Станочный парк представлен станками от 1961 года (универсальное фрезерное, токарное, расточное) до 2017 г. (современные токарно-фрезерные обрабатывающие центры, проволочно-вырезные, прошивочные станки и т. д.). Постепенно оборудование обновляется, но нередко поломки — для серийного выпуска это недопустимо.

*Сырьё.* Действующая система госзакупок привела к длительным поставкам сырья, что ставит под угрозу своевременное выполнение работ.[2]

*Тактика.* Для повышения прозрачности управление производственными процессами должно быть в электронном виде, начиная с планового задания, которое приходит в лучшем случае на другой день, до очереди на станки.

*Обстановка.* На сегодняшний момент станки в производственных структурах, в цехах, в частности — штучные, и определенная работа закреплена за конкретными исполнителями. Написание технологических процессов необходимо производить в электронном виде, по возможности используя специализированное программное обеспечение. Управление производственным процессом необходимо перевести в электронный вид, создать автоматизацию планирования, диспетчирования и распределения очередей на станки.[3]

Для исследования представленных параметров применяют следующие методы:

- инженерно-математические методы, используемые для анализа, планирования и регулирования процессов на всех стадиях производственного процесса;
- методы мотивации (например, национальные премии);
- методы контроля результатов работы по повышению качества = анализ экономических показателей, проверка документации на продукцию, на систему управления производством.

#### Литература

- [1] Фатхутдинов Р.А. Организация производства: учебник. М.: ИНФРА-М, 2017.
- [2] Мазур И.И., Шапиро В.Д. Управление качеством: учеб. пособие / под ред. И.И. Мазура. М.: Высшая школа, 2013. 334 с.
- [3] Шушерин В.В., Кортов С.В., Зеткин А.С. Средства и методы управления качеством: учеб. пособие. Екатеринбург: ГОУ ВПО УГТУ — УПИ, 2006, 202 с.

## УПРАВЛЕНИЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТЬЮ В АО «ВПК» НПО МАШИНОСТРОЕНИЯ»

**В.Ю. Пономаренко**  
**А.Д. Бородавина**  
**Е.В. Перевощикова**  
**А.А. Шурпо**

patent@vpk.npomash.ru  
patent@vpk.npomash.ru  
patent@vpk.npomash.ru  
patent@vpk.npomash.ru

АО «ВПК» НПО машиностроения»

*В статье раскрывается содержание понятия «Управление интеллектуальной собственностью», основанное на законодательно закрепленных понятиях правовой охраны и защиты результатов интеллектуальной деятельности, а также практика реализации управления интеллектуальной собственностью в АО «ВПК «НПО машиностроения».*

Интеллектуальная собственность — это одно из важнейших направлений деятельности любого современного государства, любой современной экономики, особенно той, которая хочет развиваться в высокотехнологичном варианте [1].

Президент Российской Федерации  
*В.В. Путин*

В современной экономике интеллектуальная собственность давно рассматривается как инструмент, гарантирующий технологическое превосходство как в сфере международных отношений между государствами, так и сфере внутренних отношений на уровне Организаций.

АО «ВПК «НПО машиностроения» является одним из ведущих ракетно-космических предприятий России как головное предприятие в многопрофильной кооперации, обеспечивает Вооруженные силы страны новейшими видами военной техники, осуществляет военно-техническое сотрудничество с зарубежными партнерами [2]. Особое внимание корпорация уделяет процессу управления интеллектуальной собственностью.

Определение понятия «интеллектуальная собственность» содержится в ст. 1225 части 4 ГК РФ, согласно которой она представляет собой результаты интеллектуальной деятельности и приравненные к ним средства индивидуализации юридических лиц, товаров, работ, услуг и предприятий, которым предоставляется правовая охрана [3].

Необходимым условием выведения интеллектуальной собственности на рынок, позволяющее обеспечить сохранение ее конкурентных преимуществ является оформление прав собственности.

В целях обеспечения построения эффективной системы управления интеллектуальной собственностью в Организации необходимо закрепить основные функции в указанной сфере за отдельным структурным подразделением.

В системе управления интеллектуальной собственностью в АО «ВПК «НПО машиностроения» такая ключевая роль отведена отделу по защите интеллектуальной собственности. В функции отдела входят:

1. Рассмотрение договоров в части управления закрепления прав на результаты интеллектуальной деятельности Организации.

2. Проведение патентных исследований в целях определения научно-технического или технологического уровня, патентоспособности, патентной чистоты и конкурентоспособности результатов интеллектуальной деятельности.

3. Выявление охраноспособных результатов интеллектуальной деятельности, обеспечение их правовой охраны путем подготовки и оформления заявок с последующим получением патентов на изобретения и полезные модели, а также оформление авторских свидетельств на программы для ЭВМ.

4. Учет и проведение инвентаризаций результатов интеллектуальной деятельности;

5. Постановка исключительных прав на результаты интеллектуальной деятельности на бухгалтерский учет.

6. Коммерциализация прав на результаты интеллектуальной деятельности.

7. Стимулирование изобретательской активности работников Организации путем вычисления авторских вознаграждений за внедрение патентов.

8. Оформление и учет технических решений в качестве секретов производства.

9. Взаимодействие с высшими учебными заведениями (МГТУ им Н.Э. Баумана) в области учебной деятельности, непрерывное обучение студентов по программам в сфере интеллектуальной собственности.

10. Мониторинг новостной аналитики в сфере интеллектуальной собственности с помощью разработанной в Организации «Автоматизированной системы мониторинга и анализа СМИ «Сбор».

11. В целях обеспечения собственного стратегического лидерства в ракетно-космической отрасли через эффективное управление интеллектуальной собственностью в Организации рекомендуется обеспечивать постоянное наличие наиболее полной информации о рынках, на которых она функционирует, о собственном уровне научно-технологического и инновационного развития.

Для оценки текущей ситуации на российском рынке были проведены исследования ключевых показателей патентной активности основных лидеров в ракетно-космической отрасли и сформированы данные распределения патентной активности за 2013–2018 гг.

Результаты анализа показали, что корпорация АО «ВПК НПО машиностроения» входит в тройку лидеров по показателям патентной активности, что подтверждает высокий технический уровень разрабатываемой Организацией продукции в области вооружения и военной техники.

#### Литература

- [1] Владимир Путин: интеллектуальная собственность — одно из важнейших направлений деятельности государства. URL: <http://www.rgiis.ru/vesti/main/vladimir-putin-intellektual-naaya-sobstvennost-odno-iz-vazhneysih-napravlenij-deyatel-nosti-gosudarstva/> (дата обращения 12.09.2018).
- [2] Официальный сайт АО «ВПК «НПО машиностроения». URL: <http://www.npomash.ru/society/ru/about.htm> (дата обращения 12.03.2018).
- [3] Актуальные вопросы экономики и управления интеллектуальной собственностью / под ред. В.Р. Смирновой. М.: ФГБОУ ВПО РГАИС, 2015 г. — 189 стр.

## **ВЫСТАВКИ — ЭФФЕКТИВНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ ГОСУДАРСТВЕННОЙ ПОЛИТИКИ В ОБЛАСТИ ИННОВАЦИОННЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ, РАЗРАБОТОК И ТЕХНОЛОГИЙ, НАПРАВЛЕННЫХ НА ОБЕСПЕЧЕНИЕ ОБОРОНЫ И БЕЗОПАСНОСТИ СТРАНЫ**

**Е.В. Кустова**

[e.v.kustova@vpk.npomash.ru](mailto:e.v.kustova@vpk.npomash.ru)

АО ВПК «НПО машиностроения»

*Участие предприятия в выставках и проведение различных выставочных мероприятий внутри страны и за рубежом — эффективная реализация государственной политики в области инновационных исследований, разработок и технологий, направленных на обеспечение обороны и безопасности страны [1], служит стимулированию экспорта и улучшению имиджа страны, поиска новых подходов к развитию оборонно-промышленного комплекса, укреплению региональной и международной безопасности, расширение военно-технического сотрудничества.*

Выставки — эффективный и наглядный метод проведения маркетинговых исследований. Каждая выставка важная и емкая в плане материальных затрат часть маркетингового плана любой организации, которая принимает в ней участие в роли экспонента, со экспонента или посетителя.

Сегодня один из важнейших факторов успеха — креатив. Сейчас для того, чтобы привлечь внимание посетителей, недостаточно выставить продукцию на обозрение необходимо понять посетителя выставки. Психологи отмечают, что человек за определенный промежуток времени может усвоить ограниченное количество информации.

Таким образом, на каждой выставке есть экспозиции, которые посетитель не вспомнит, даже только выйдя с выставки. Чтобы экспозиция не оказалась таковой, необходимо удивить посетителя.

Выставки — это не просто показ лучших передовых образцов продукции предприятия, а уникальная возможность подтвердить или обосновать свое место среди прочих предприятий отрасли. Они являются незаменимыми помощниками каждого предприятия. Но выставки несут выгоду не только предприятию-экспоненту, но и всем участникам рынка от других предприятий отрасли до потребителей. Одним из основных преимуществ выставок является сосредоточение образцов огромного количества инновационных исследований, разработок и технологий, направленных на обеспечение обороны и безопасности страны, производимых на разных предприятиях и в разных странах. Это дает возможность посетителю в короткое время ознакомиться с существующими на рынке предложениями передовых образцов продукции и инновационных исследований, получить необходимую консультацию специалистов, сделать необходимые сопоставления технических и качественных характеристик, провести переговоры и, наконец, заключить контракт. Одна из наиболее привлекательных сторон уникальная возможность посетителя ознакомиться с новейшими экспонатами, экспонатами в действии, увидеть демонстрационную шоу программу с участием передовых технологий экспонентов.

Эти факторы обеспечивает большую популярность международных выставок и, как следствие, привлекает огромное количество посетителей.

Однако следует помнить, что участие в выставках всегда сопряжено со значительными расходами, ожидание окупаемости этих расходов неоправданно, эффект от участия в выставочной программе не носит краткосрочный характер, а нацелен на перспективу, подтверждает место предприятия в отрасли. Большое значение имеет выставка, как место встреч представителей деловых кругов различных стран для поддержания ими непосредственных связей и установления новых личных контактов. Поскольку на выставках экспонируются, прежде всего, лучшие образцы, соответствующие требованиям современных мировых тенденций, их посещение инженерно-техническими и научными работниками, конструкторами, изучение экспонируемых новинок способствует дальнейшему развитию технического прогресса и появлению новых разработок предприятия. В этом смысле выставки, являясь центром притяжения и обмена экономической и научно-технической информации, имеют огромное информационное значение.

Существует множество причин участия предприятия в выставках:

- контроль конкурентоспособности предприятия;
- определение экспортной способности товаров;
- изучение общей конъюнктуры в отрасли;
- обмен опытом и налаживание связей;
- развитие сотрудничества, коммуникация;
- наблюдение за конкурентами;
- поддержание фирменного имиджа;

Участие предприятия в выставках и проведение различных выставочных мероприятий внутри страны и за рубежом входит в число основных мер по стимулированию экспорта и улучшению имиджа страны, поиска новых подходов к развитию оборонно-промышленного комплекса, укреплению региональной и международной безопасности, расширению военно-технического сотрудничества.

#### Литература

- [1] Шойгу С.К. Приветствие участникам и гостям форума «Армия 2018» // Официальный каталог. М.: ARMY-2018, 2018.

## **ИССЛЕДОВАНИЯ КОМПОНОВКИ ДЕМОНСТРАТОРА С СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ, ПРОВЕДЕННЫЕ ЦАГИ В РАМКАХ МЕЖДУНАРОДНОГО ПРОЕКТА HEXAFly-INT**

**А.А. Губанов**

**М.А. Гусаров**

**М.А. Иванькин**

**В.А. Талызин**

talyzin@tsagi.ru

**В.В. Власенко**

**Н.В. Воеводенко**

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

*В работе представлены результаты экспериментальных и расчетных исследований компоновки летательного аппарата-демонстратора с прямооточной силовой установкой. Результаты расчетных и экспериментальных исследований, проведенных в ЦАГИ, использованы при создании базы данных внешних и внутренних аэродинамических характеристик демонстратора.*

Проблемой создания концепций высокоскоростных пассажирских самолетов, которые могут преодолевать большие расстояния за существенно меньшее время, чем существующие самолеты, занимаются в настоящее время во многих странах мира. Одной из таких концепций является концепция пассажирского летательного аппарата HEXAFly-INT, совершающего полет при  $M = 5...8$ . Эта концепция была разработана европейскими учеными в рамках программ LARCAT-I,II и HEXAFly [1]. ЦАГИ вместе с другими российскими партнерами (ЦИАМ, ЛИИ и МФТИ) в тесном сотрудничестве с европейскими и австралийскими учеными участвует в исследованиях данной концепции. В проекте рассматриваются две компоновки: планер для летных испытаний (его исследуют участники из РФ, ЕС и Австралии) и компоновка с двигателем (ее исследуют только в РФ). В настоящей работе приводится обзор проведенных исследований компоновки с силовой установкой.

Силовая установка включает воздухозаборное устройство конвергентного типа, эллиптическую камеру сгорания и профилированное реактивное сопло. В данном проекте топливом, подаваемом в камеру сгорания, является газообразный водород.

Исследования по проекту HEXAFly-INT велись в ЦАГИ по следующим направлениям: исследования планера и воздухозаборного устройства, исследования камеры сгорания, верификация имеющихся расчетных пакетов.

Для проведения экспериментов в соответствии с геометрией, принятой для ЛА HEXAFly-INT, в ЦАГИ спроектирована и изготовлена многофункциональная аэродинамическая модель, которая использовалась как для испытаний по определению характеристик воздухозаборного устройства, так и аэродинамических характеристик компоновки. Кроме этого, в ЦИАМ в тесном сотрудничестве с ЦАГИ спроектирована и изготовлена модель камеры сгорания с двухпоисной подачей топлива для испытаний в системе присоединенного воздухоподвода на стенде Т-131 ЦАГИ.

В результате экспериментальных исследований воздухозаборного устройства и планера, выполненных в аэродинамической трубе Т-116 ЦАГИ, показано, что важным фактором, определяющим физическую картину течения и формирование зон отрыва в тракте воздухозаборного устройства, является расположение начала ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя на поверхности торможения воздухозаборника. Если начало ламинарно-турбулентного перехода располагается выше по потоку, то на поверхности торможения развивается турбулентный пограничный слой более устойчивый по сравнению с ламинарным, что приводит к затягиванию отрыва и

его ослаблению. Поэтому увеличение коэффициента расхода данного воздухозаборного устройства может быть достигнуто без перепрофилирования поверхности торможения посредством использования вихрегенераторов.

В ходе проведения испытаний камеры сгорания установлено, что горение наблюдается во всех «огневых» экспериментах с параметрами потока на входе в модель, соответствующими числу Маха набегающего потока  $M = 6...7$ , и для некоторых режимов при  $M = 7,4$ . Проведены испытания при инъекции топлива как через один, так и через оба пояса подачи топлива. Показано, что в исходном положении на некоторых режимах происходит прогар основного топливного пилона. Поэтому ряд испытаний был проведен с основным пилоном в камере сгорания, некоторые пуски проведены с имитатором вместо пилона, а часть пусков — без пилона. В испытаниях, соответствующих числу Маха  $M = 6$ , при подаче топлива через оба пояса наблюдался подъем статического давления в 3–4 раза по сравнению с «холодными» режимами (режимами без подачи водорода), а максимальное значение статического давления выше, чем в пусках с пилоном-имитатором с тем же количеством подаваемого водорода.

Показано, что перемещение основного пилона вверх по потоку (от базового положения), а также изменение количества инжектируемого через него водорода значительно влияет на эффективность рабочего процесса в эллиптической камере сгорания.

Кроме экспериментальных исследований, проводится большое количество расчетных исследований, в ходе которых определяется аэродвигательный баланс, внешние аэродинамические характеристики летательного аппарата, параметры звукового удара и т. д. Стоит отметить, что наряду с коммерческими пакетами широко используются программные коды, разработанные сотрудниками ЦАГИ, что позволяет проводить дополнительную верификацию используемых численных методов. Например, в ходе работы проведена верификация 2,5-мерного подхода к моделированию течения в камере сгорания, что позволило дополнить экспериментальные данные расчетными.

Результаты расчетных и экспериментальных исследований, проведенных в ЦАГИ, использованы при создании базы данных внешних и внутренних аэродинамических характеристик демонстратора.

*Данная работа выполнена в рамках проекта 'High Speed Experimental Fly Vehicles — International' (HEXAFLY-INT), одобренного согласно Программе международного сотрудничества в области исследований по гражданскому высокоскоростному воздушному транспорту. HEXAFLY-INT, координируемый ESA-ESTEC, поддержан Евросоюзом в рамках 7-й Рамочной программы, тема 7 «Транспорт», контракт №: ACP3-GA-2014-620327. Этот проект поддержан также Министерством промышленности и торговли Российской Федерации.*

*Дополнительную информацию по проекту HEXAFLY-INT можно найти на сайте [http://www.esa.int/techresources/hexafly\\_int](http://www.esa.int/techresources/hexafly_int).*

#### Литература

- [1] Steelant J., Langener T. The LAPCAT-MR2 hypersonic cruiser concept // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS). St. Peterburg, September 7–12, 2014.

## МЕТОДИКА РАСЧЕТА ОБТЕКАНИЯ ТЕЛ, ИСПОЛЬЗУЮЩАЯ ВИХРЕВЫЕ ПЕТЛИ И ГРАНИЧНОЕ УСЛОВИЕ ОБНУЛЕНИЯ КАСАТЕЛЬНОЙ КОМПОНЕНТЫ СКОРОСТИ

С.А. Дергачев<sup>1</sup>

И.К. Марчевский<sup>2</sup>

Г.А. Щеглов<sup>2</sup>

sadergachev@mail.ru

iliamarchevsky@mail.ru

shcheglov\_ga@bmstu.ru

<sup>1</sup>АО «ВПК «НПО машиностроения»

<sup>2</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассматривается новая методика расчета пространственного обтекания тел потоком несжимаемой среды, основанная на методе вихревых элементов, в которой используются замкнутые вихревые петли. Для выполнения граничного условия прилипания используется условие равенства нулю касательных компонент скорости и генерация вихревых петель на обтекаемой поверхности, что позволяет эффективно моделировать нестационарное обтекание тел сложной геометрии.*

Вихревые чисто лагранжевы бессеточные методы вычислительной гидродинамики являются эффективным средством математического моделирования нестационарных течений несжимаемой среды в инженерных приложениях, в частности для аэрогидробаллистического проектирования летательных аппаратов и решения связанных задач аэрогидроупругости. Наиболее известны метод дискретных вихрей [1] и различные модификации метода вихревых элементов [2].

Для расчета пространственного обтекания тел со сложной геометрией, включающей как гладкие поверхности, так и острые кромки, а также различные особенности геометрии (углубления, надстройки), имеющие резко различающиеся масштабы, актуальной задачей является развитие вихревых методов, связанное с разработкой новых моделей вихревых элементов и разработкой новых подходов к моделированию процесса возникновения завихренности. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками, в котором требуется априорно задавать места схода вихревой пелены, не позволяет моделировать генерацию вихрей на гладкой поверхности. Метод вихревых элементов — вортонов, в котором моделируется генерация завихренности на всей обтекаемой поверхности, имеет низкую точность вследствие наличия у вортонов так называемой дополнительной завихренности, распределенной во всем пространстве (как в области течения, так и в области, занятой телом).

В докладе предлагается новая модификация метода вихревых элементов. В качестве вихревых элементов используются замкнутые вихревые петли, которые можно рассматривать как вихревые «суперэлементы», лишенные дополнительной завихренности. Вихревые петли генерируются на всей поверхности обтекаемого тела по линиям уровня потенциала двойного слоя, что позволяет избежать априорного задания мест рождения вихрей [3].

Для восстановления потенциала двойного слоя на обтекаемой поверхности со сложной геометрией разработана новая процедура, которая включает две операции.

Во-первых, из условия равенства нулю касательной компоненты скорости формируется и решается интегральное уравнение для векторного поля интенсивности вихревого слоя на поверхности тела. Для решения интегрального уравнения применяется новая процедура, основанная на методе Галеркина [4].

Во-вторых, с использованием метода наименьших квадратов по определенному ранее распределению интенсивности вихревого слоя на обтекаемой поверхности

строится потенциал двойного слоя и по линиям уровня данного потенциала на поверхности генерируются вихревые петли.

На основе новой модификации метода вихревых элементов построена методика расчета обтекания тел, позволяющая использовать в качестве исходных данных геометрические модели, поверхность которых описывается треугольными панелями. Это позволяет использовать для подготовки данных широкий спектр существующих препроцессоров, например, программы SolidWorks, Salome и др. Методика также включает оригинальную программу-решатель, позволяющую распараллеливать вычисления и постпроцессор с открытым исходным кодом Paraview.

Представленные в докладе результаты моделирования тел сложной формы, в том числе модельных компоновок типа крыло-фюзеляж, показывают, что разработанная методика позволяет за счет самоорганизации вихревых петель моделировать как формирование вихревых жгутов за крылом, так и вихрей за фюзеляжем и их взаимодействие при критических режимах полета.

#### Литература

- [1] Трехмерное отрывное обтекание тел произвольной формы / под ред. С.М. Белоцерковско-го. М.: ЦАГИ, 2000. 265 с.
- [2] Cottet G.-H., Koumoutsakos P. Vortex Methods: Theory and Practice. Cambridge: Cambridge University Press, 2000. 320 p.
- [3] Дергачев С.А., Щеглов Г.А. Моделирование обтекания тел методом вихревых элементов с использованием замкнутых вихревых петель // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. № 223 (1). С. 19–27.
- [4] Marchevsky I.K., Shcheglov G.A. Semi-analytical influence computation for vortex sheet with piecewise constant intensity distribution in 3D vortex methods // Proc. of 6th European Conference on Computational Mechanics (ECCM 6) and 7th European Conference on Computational Fluid Dynamics (ECFD 7). 11–15 June 2018, Glasgow, UK. 12 p. URL: <http://www.eccm-ecfd2018.org/admin/files/fileabstract/a2059.pdf> (accessed 12.09.2018).

## О СТОХАСТИЧЕСКОЙ ПРИРОДЕ ИСПОЛЬЗУЕМЫХ СТУПЕНЬЮ РАЗВЕДЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ ЗАПАСОВ ТОПЛИВА

**Г.В. Казаков**  
**Н.Н. Котяшев**  
**В.И. Кунавин**

kgv.64@mail.ru  
knn1941@gmail.com  
kv4@mail.ru

ФГБУ «4 ЦНИИ» Минобороны России

*Определены законы распределения запасов топлива ступени разведения на разведение элементов оснащения баллистической ракеты и используемых гарантийных запасов топлива ступени разведения. Найдена свертка этих распределений. Показана возможность более полного использования располагаемых на ступени разведения запасов топлива для решения функциональных задач.*

При решении функциональных задач летательных аппаратов (ЛА) нередко имеет место существенная неопределенность в определении расходуемых запасов энергетики на выполнение функциональных задач ЛА и компенсацию разброса конструктивно-баллистических параметров ЛА [1]. Это, в частности, распространяется и на область разведения элементов оснащения (ЭО) баллистических ракет с последовательным разведением ЭО по точкам наведения (ТН).

Для снижения этой неопределенности детально рассмотрена статистическая природа формирования и использования на ступенях разведения располагаемых запасов топлива — рабочих запасов на разведение ЭО и закладываемых гарантийных запасов топлива (ГЗТ), предназначенных для компенсации погрешностей конструктивно-баллистических параметров ракеты.

Для определения вида распределения затрат характеристической скорости на разведение ЭО по ТН был поставлен модельный эксперимент (его подробное описание приведено в работе [2]). Эксперимент показал, что затраты характеристической скорости на разведение ЭО в располагаемой области их разведения подчинены нормальному закону распределения с параметрами, определяемыми методом статистического моделирования. Проверка справедливости этой гипотезы была подтверждена по трем критериям — с помощью коэффициентов корреляции распределений, с помощью взвешенных квадратов отклонения, по критерию Пирсона.

Располагаемый запас характеристической скорости ступени разведения связан с величиной используемых для разведения ЭО запасов топлива формулой Циолковского практически линейной зависимостью, а это свидетельствует о том, что и используемые на разведение запасы топлива также подчинены нормальному распределению [3].

Естественно, что гарантийные запасы топлива расходуются как для компенсации положительных, так и отрицательных значений погрешностей контролируемых параметров. Так как гарантийные запасы всегда лежат в области положительных значений, то плотность их распределения при ограничении интервала возможных значений можно представить в виде усеченного распределения. Такое усеченное в диапазоне  $(0; \infty)$  называется левым или распределением модуля случайной величины [4]. Это также свидетельствует о том, что использование нормального распределения и применяемого на практике правила  $3\sigma$  не является достаточно обоснованным при формировании ГЗТ.

Суммарный расход топлива ступени разведения будет складываться из расхода гарантийных запасов топлива ступени и расхода топлива на разведение элементов оснащения, которые в каждом случае реализуются как случайные величины, причем случайные величины независимые.

Распределение суммы независимых случайных величин определяется как свертка их распределений [3], т. е. плотностей распределения гарантийных запасов топлива и распределения рабочих запасов топлива.

На модельном примере показано, что использование свертки распределений расходов на разведение элементов оснащения ракеты и гарантийных запасов топлива позволяет более эффективно решать задачи разведения элементов оснащения по точкам наведения особенно для твердотопливных ракет, имеющих существенные объемы ГЗТ.

Проведенное исследование в целом позволит более эффективно решать вопросы как оценки достаточности запасов топлива на разведение ЭО, так и обоснования требований к необходимому располагаемым запасам топлива боевой ступени и ГЗТ, в частности.

В статье получены следующие новые результаты:

1. Определен закон распределения для запасов топлива боевой ступени, используемых для разведения ЭО, инвариантный к закону распределения ТН в области разведения ЭО.
2. Найдено распределение используемых на боевой ступени ГЗТ как усеченное слева нормальное распределение.
3. Найдено распределение свертки распределений ГЗТ и запасов топлива, расходов на разведение ЭО по ТН.

Моделированием подтверждено, что предложенный способ учета используемых располагаемых на ступени разведения запасов топлива увеличивает примерно на 10 % линейные размеры условного прямоугольника разведения, используемого при

отработке ракет, а увеличение его площади может составить около 20 %, что весьма существенно для одной из основных летно-технических характеристик ракет.

С учетом соотношений располагаемых (используемых при оценке зон разведения ЭО, используемых при планировании применения баллистических ракет и условных зон разведения элементов оснащения, можно показать, что и размеры располагаемых областей разведения и их площадей будут увеличены в процентном отношении примерно на ту же величину.

Авторы полагают, что проведенное исследование позволит более эффективно оценивать возможности ступеней разведения по решению своих функциональных задач и более корректно обосновывать требования к гарантийным запасам топлива ступени разведения, а в целом приведет к более полному использованию конструктивно-баллистических возможностей ракет с многоэлементным оснащением.

Таким образом, в статье рассмотрена стохастическая природа используемых ступенью разведения баллистической ракеты запасов топлива для оценки возможностей решения функциональных задач по разведению ЭО по ТН.

#### Литература

- [1] Гаврелюк О.П., Кирсанов В.Г. Гарантийные запасы топлива для ракет космического базирования // Космическая техника и технологии. 2015. № 3. С. 100–106.
- [2] Котяшев Н.Н., Галактионов В.С., Сидоров А.В. Метод оценки возможностей разведения элементов оснащения баллистической ракеты // Стратегическая стабильность. 2011. № 1 С. 50–56.
- [3] Вентцель Е.С. Теория вероятностей. 10-е изд. М.: АСАДЕМА, 2005. 572 с.
- [4] Суменко Л.Г. Англо-русский словарь по информационным технологиям. М.: ГП ЦНИКС, 2003.

## К ВОПРОСУ ОТРАБОТКИ ТОЧНОСТИ СРЕЛБЫ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ ПРИ СНИЖЕННЫХ ОБЪЕМАХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ПУСКОВ

**Г.В. Казаков**<sup>1</sup>

kgv.64@mail.ru

**Н.Н. Котяшев**<sup>1</sup>

knn1941@gmail.com

**С.Н. Михайлов**<sup>1</sup>

**А.А. Горшков**<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ФГБУ «4 ЦНИИ» Минобороны России

<sup>2</sup>Военная академия РВСН имени Петра Великого

*Показано влияние систематических погрешностей стрельбы на уровень поражения точечного объекта, которое предлагается уменьшить путем сужения доверительных интервалов при отработке точности стрельбы, учетом модульности испытаний и совершенствованием измерительной базы.*

Одной из основных летно-технических характеристик баллистических ракет являются характеристики рассеивания — точность и кучность стрельбы [1]. Наибольшее влияние на эффективность стрельбы вносят систематические погрешности промаха. Поэтому величина и точность их определения фактически характеризуют точность экспериментальной отработки ракет и, как следствие, эффективность применения баллистических ракет, в частности, по точечным объектам.

Точность отработки ракет в основном зависит от числа экспериментальных пусков [1]. Повышение точности ракетных вооружений неизбежно должно было бы

повлечь возрастание объемов и сроков испытаний для обеспечения более высокой точности стрельбы. Однако, по соображениям как экономического, так и оперативно-стратегического порядка это является крайне нежелательным.

В условиях сокращения числа экспериментальных пусков при одновременном повышении точности разрабатываемого ракетного вооружения, не обеспечения штатности, поставляемых для летной отработки изделий, или отсутствия достаточно мощной системы полигонных измерений, обеспечивающей отработку точности стрельбы по составляющим промаха, необходимо найти возможности и условия летной отработки ракет при сниженных объемах экспериментальных пусков, не допуская при этом снижения эффективности их применения, что является чрезвычайно актуальной задачей.

В статье рассмотрен ряд возможных подходов к решению этой задачи.

Рассмотрено влияние величины доверительного интервала, в котором может находиться нулевое значение систематического промаха ракеты, на величину наряда средств для поражения одной точечной цели.

В развитие работы [2] для нахождения рациональных уровней доверительных вероятностей при отработке точности стрельбы предложено использовать аппарат теории статистических решений. Получены зависимости функции риска (математического ожидания наряда средств поражения одной точечной цели) от доверительной вероятности для оценки математического ожидания систематического промаха и рекомендованы рациональные для отработки баллистических ракет уровни доверительной вероятности.

Обоснован алгоритм нахождения рационального числа экспериментальных пусков ракет при заданном объеме партии производимых ракет. При этом могут иметь место две ситуации: при малом объеме летных испытаний и, следовательно, малой надежности и точности отработки систематического промаха стрельбы для поражения заданной группы целей потребуются израсходовать больше боеприпасов, а при высокой надежности отработки (большом числе испытаний) останется их меньшее число для выполнения функциональных задач. Следовательно, имеет место основание для поиска рационального значения объема выделенных на отработку изделий. Поставлена задача выпуклого программирования, состоящая в определении рационального числа испытательных пусков для оценки точности стрельбы при заданном объеме партии производимых ракет, обеспечивающих максимальное число поражаемых с заданной вероятностью точечных целей, оставшимися после проведения испытательных пусков ракетами.

Оценена также эффективность перехода к отработке изделий в т.н. ограниченных условиях испытаний (модульных испытаний) [3], когда для оценки точностных характеристик ракет привлекаются натурные пуски ракет с не вполне штатной комплектацией, частично успешные пуски, пуски, проведенные на предельных условиях, пуски изделий аналогов и ряд других. Показано, что приведение результатов таких испытаний к единым условиям также способствует снижению объемов экспериментальных пусков ракет.

#### Литература

- [1] Соловьев Ю.С., Мочалов В.В., Михайлов С.Н. и др. Военно-исторический труд «История развития средств и методов подготовки данных на пуски ракет». М.: МО РФ, 2017.
- [2] Соловьев Ц.В. и др. Выбор доверительного интервала для оценки систематического отклонения по результатам измерений. М.: НТК МО РФ, 1984.
- [3] Лебедев П.Ф., Иванин С.И. Контроль адекватности моделей полета ЛА по результатам натурных испытаний в различных условиях // Оборонная техника. 1995. № 7. С. 70–73.

## МЕТОДЫ ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ РЕАЛИЗУЕМОСТИ И СВОЕВРЕМЕННОСТИ ВЫХОДНЫХ ДАННЫХ, ПОДГОТОВЛИВАЕМЫХ СРЕДСТВАМИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПОДГОТОВКИ ДАННЫХ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

А.Г. Андреев

Г.В. Казаков

kgv.64@mail.ru

ФГБУ «4 ЦНИИ» Минобороны России

*В статье рассмотрены общие вопросы оценки одних из основных свойств, определяющих качество данных полета летательных аппаратов — их реализуемость и своевременность. Определены необходимые и достаточные условия выполнения летательным аппаратом поставленных задач по доставке груза на запланированную орбиту. Для оценки показателя реализуемости данных предложено разработать программный комплекс, моделирующий управляемый полет летательного аппарата.*

При планировании полета летательного аппарата (ЛА) назначение точки выведения (ТВ) должно осуществляться в зависимости от запаса топлива данного ЛА и его удельного расхода. В связи с этим в систему управления ЛА вводятся специальные данные (данные достижимости — ДД), которые готовятся средствами автоматизированной системы подготовки данных полета летательных аппаратов (АСПД ПЛА) и должны обладать свойствами реализуемости и своевременности.

Данные достижимости являются реализуемыми, если их использование на борту ЛА не нарушит выполнение задач, поставленных перед каждым ЛА.

Данные достижимости являются своевременными, если они реализуемы и подготовлены в требуемом объеме к заданному времени.

Алгоритмы оценки показателей реализуемости и своевременности основаны на применении методов теории вероятностей, поэтому для получения исходных данных для этих методов необходимо иметь адекватную модель полета ЛА.

Оценка реализуемости ДД производится по данным, которые выдает система контроля реализуемости ДД в виде специального программного обеспечения (СПО) контроля реализуемости ДД (КРДД). Основной характеристикой системы контроля является достоверность контроля с показателем ДКНТ. Насколько достоверны будут решения, принимаемые системой контроля, настолько достоверной (надежной) будет оценка показателя реализуемости ДД.

Показатель  $D_{\text{КНТ}}$  определяется числом правильных решений, которые принимает система контроля относительно контролируемых данных — для правильных (реализуемых) данных она должна выдать признак «норма» с вероятностью  $P_{\text{н}}$ , а для неправильных — «ненорма» с вероятностью  $P_{\text{нн}}$ . В обоих случаях это правильные решения.

К неправильным решениям системы контроля относятся такие, когда для правильных данных она выдает признак «ненорма» (ошибка первого рода с вероятностью  $P_{\text{о}}$ ), а для неправильных — «норма» (ошибка второго рода с вероятностью  $P_{\text{р}}$ ).

Очевидно, что более опасной является ошибка второго рода, хотя с точки зрения информационной безопасности ошибка первого рода также является важной, поскольку нарушается одна из трех основных характеристик информационной безопасности — доступность информации. Однако для практической задачи по доставке каждого ЛА к запланированной ТВ наиболее опасной является ошибка второго рода, поскольку в этом случае ЛА может иметь в качестве ТВ любую случайную точку.

Первостепенным вопросом является вопрос: если система контроля выдала признак «норма», то насколько полет ЛА будет точно соответствовать запланированному,

как по траектории, так и по точности доставки груза? Ответ на этот вопрос с полной уверенностью может дать только реальный полет данного ЛА, но это, очевидно, не выход из сложившегося положения. Выход один — необходимо иметь адекватные алгоритмы полета ЛА и процедуры доставки груза в запланированную ТВ и их надежное воплощение в СПО КРДД.

Таким образом, достоверность контроля зависит от ошибок двух видов — алгоритмических (методических) ошибок и ошибок кодирования. Кроме этого следует учитывать и понятие ошибки. Если, например, ЛА должен прилететь в финишный район, то допуски в координатах относительно расчетной точки будут значительными, и это не будет ошибкой, а если эти же допуски принять для случая, когда ЛА должен достичь запланированной ТВ, то это будет уже ошибкой. Таким образом, алгоритмическая ошибка будет иметь место, если неправильно установлены допуски, в которых должны находиться координаты точки прилета ЛА. Из сказанного следует, что без построения адекватной по установленным характеристикам модели полета ЛА, оценка показателя реализуемости ДД лишена смысла.

При разработке модели следует придерживаться определенного подхода. Этот подход заключается в том, чтобы последовательно использовать такие модели, в которых точность решения задачи определения данных достижимости будет возрастать.

Формирование управляющих сигналов системой управления (СУ) ЛА представляет собой весьма сложный процесс, который требует заранее введенных на борт ЛА определенных констант (данных полета ЛА — ДПЛА), которые определяют траекторию полета ЛА к запланированной ТВ в определенное время с заданной точностью. При этом во время полета ЛА не должен нарушить ни одно из массово-инерционного и конструктивного ограничения, а также ограничения, накладываемого штатным процессом функционирования СУ ЛА. Если и эти ограничения будут учтены, тогда можно говорить об оценке реализуемости ДД.

По сути, необходимо разработать программный моделирующий комплекс (ПМК), алгоритмы функционирования которого учитывали бы гораздо большее число факторов, чем КРДД. На выходе ПМК будут ДПЛА. Если контроль реализуемости ДПЛА завершится положительным результатом, то ДД снабжаются признаком их реализуемости «\*» (ДД\*).

Для получения оценки реализуемости подготовки ДПЛА необходимо использовать подход, связанный с моделью «наличие ровно одной ошибки в сформированном объеме ДД».

Указанная модель применима только в том случае, если контроль реализуемости производится для всей совокупности необходимых данных. Поскольку контролю подвергается весь объем ДД, то для оценки показателя их реализуемости оценка показателя реализуемости ДД заключается в следующем.

Для максимального числа подготовленных ДД определяется условие наличия ровно одного нереализуемого массива ДД. Далее определяется требуемое значение показателя реализуемости ДД. По данным эксплуатации АСПД ПЛА определяется значение показателя реализуемости ДД, с учетом только ДД\*.

Для оценки показателей реализуемости и своевременности ДД удобно структуру АСПД ПЛА 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 (ЭПД).

Определив вероятности искажения данных и времени выполнения функциональных задач элементами ТУ, можно определить аналогичные показатели каждого ЭПД, входящего в состав процесса подготовки ДД и АСПД ПЛА в целом.

## 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 12.09.2018).

## СТАБИЛИЗАЦИЯ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ В ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ИДЕНТИФИКАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

**М.В. Зенченко**

[vpk@nptomash.ru](mailto:vpk@nptomash.ru)

**Г.Г. Плавник**

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*В статье рассматривается задача обеспечения требуемого качества угловой стабилизации беспилотного летательного аппарата в широком диапазоне траекторий полета в условиях действия возмущений при неточном знании характеристик летательного аппарата. Учитывая возможности современных вычислительных средств, данная проблема может быть решена на борту летательного аппарата путем адаптации коэффициентов стабилизации к изменяющимся условиям полета и характеристик летательного аппарата, основанной на методах идентификации динамических систем с применением фильтра Калмана Бьюси (ФКБ).*

Система угловой стабилизации беспилотного летательного аппарата должна обеспечивать заданное угловое положение беспилотного летательного аппарата на всей траектории. При этом необходимо выполнять требования к качеству переходных процессов обработки внутренних и внешних возмущающих воздействий [1], таких как неточности знания массовых, центровочных и инерционных характеристик беспилотного летательного аппарата, разбросы значений аэродинамических характеристик (АДХ), неточности знания положения вектора тяги, ветровые воздействия, неточности знания параметров атмосферы и др.

Кроме того, необходимо учитывать возмущающие факторы, вносимые измерительными системами: неточностями установки измерительных приборов, погрешностями и шумами измерений, вибрационными воздействиями в местах установки датчиков.

В реальных условиях полета беспилотного летательного аппарата реализуется режим возмущенного движения в условиях параметрической неопределенности.

Перед разработчиком системы угловой стабилизации стоит задача обеспечения требуемого качества переходных процессов во всем диапазоне изменяющихся условий полета.

В таких условиях коэффициенты стабилизации должны зависеть от изменяющихся условий полета [2].

Для решения этой задачи предлагается методика обеспечения адаптивной стабилизации [3, 4], основанная на определении коэффициентов стабилизации углового движения в горизонтальной плоскости беспилотного летательного аппарата в процессе полета на основе идентифицируемых в процессе полета характеристиках беспилотного летательного аппарата.

В качестве показателей эффективности рассматриваются комплексный критерий точности и быстродействия системы: величина ошибки и быстродействие.

### Литература

- [1] Белоконов И.В. Статистический анализ динамических систем (анализ движения летательных аппаратов в условиях статистической неопределенности). С., 2001. 65 с.
- [2] Боднер В.А. Системы управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1973. 506 с.
- [3] Брайсон А., Хо Ю. Прикладная теория автоматического управления. М.: Мир, 1972. 544 с.
- [4] Пат. 2650307 РФ, МПК G05D 1/08. Способ формирования адаптивного сигнала управления боковым движением летательного аппарата / Зенченко М.В., Плавник Г.Г.; заявитель и патентообладатель Акционерное общество «Военно-промышленная корпорация «Научно-производственное объединение машиностроения». № 2017104573; заявл. 14.02.2017; опубл. 11.04.2018, Бюл. № 8. 5 с.

## МЕТОДИКА АВТОМАТИЗАЦИИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ АЛГОРИТМОВ СТАБИЛИЗАЦИИ БПЛА С ЗАДАННЫМИ ЗАПАСАМИ УСТОЙЧИВОСТИ

Г.Г. Плавник

forpoint@yandex.ru

О.Л. Точилова

А.Н. Лошкарев

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*В статье представлена методика определения параметров алгоритмов стабилизации беспилотных летательных аппаратов, позволяющая автоматизировать процесс выбора параметров с заданными запасами устойчивости. Методика основана на взаимосвязи значений корней характеристического уравнения и вида переходной функции рассматриваемой системы. Благодаря этому использование методики позволяет оперативно определять параметры алгоритмов стабилизации, обеспечивающие заданные характеристики переходных процессов.*

При исследовании устойчивости движения современных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) одной из важнейших задач является задача оперативного определения параметров алгоритмов стабилизации, к которым в первую очередь относятся коэффициенты стабилизации. В настоящее время существуют разные пути решения этой проблемы.

Представленная здесь методика определения параметров алгоритмов стабилизации БПЛА позволяет автоматизировать процесс выбора коэффициентов стабилизации с заданными запасами устойчивости, что особенно важно при широком диапазоне рассматриваемых траекторий. Она дополняет приведенную в трудах секции 22 XXXVIII Академических чтений по космонавтике методику исследования устойчивости движения БПЛА на основе построения их областей устойчивости с учетом допусков. Для реализации методики разработан комплекс программ в среде MATLAB, позволяющий оперативно проводить анализ устойчивости движения БПЛА.

Выбор использования одной из двух указанных методик зависит от цели конкретного исследования. Например, для проведения полного цикла анализа устойчивости движения БПЛА в соответствии с его линейной математической моделью необходимо использование методики на основе построения областей устойчивости. В этом случае определение коэффициентов стабилизации с использованием полученных областей устойчивости проводится в интерактивном режиме с последующей проверкой запасов устойчивости по амплитуде и фазе. Таким образом, мы получаем информацию

обо всех допустимых значениях коэффициентов стабилизации для их последующего использования при моделировании движения БПЛА в соответствии с полной математической моделью в цифровом моделирующем комплексе (ЦМК) [1].

Если интерес представляет изучение динамических свойств системы с целью получения переходных процессов с заданными характеристиками, то, вместо перебора параметров из областей, удобнее воспользоваться взаимосвязью между характером передаточной и переходной функций. Такой подход позволил бы непосредственно получать значения искомым параметров, существенно сократив при этом время проведения всего анализа.

Известно, что для любой конкретной формы передаточной функции может быть найдено оптимальное распределение нулей (корней числителя) и полюсов (корней знаменателя), при котором переходная функция будет наиболее благоприятной с точки зрения динамики рассматриваемой системы. Каждому такому оптимальному распределению нулей и полюсов соответствует вполне определенное значение коэффициентов полиномов числителя и знаменателя передаточной функции, называемое стандартным.

Метод использования этих стандартных коэффициентов для выбора параметров систем управления заключается в следующем. Так как коэффициенты передаточных функций или исходных дифференциальных уравнений, из которых эти функции получены, зависят от параметров отдельных звеньев системы, то, с учетом этих зависимостей, можно составить систему из  $N$  алгебраических уравнений, если число изменяемых параметров равно  $N$  ( $N$  — порядок полинома знаменателя передаточной функции). Если число изменяемых параметров меньше  $N$  или некоторые из корней получаются мнимыми, анализ полученных уравнений также может принести пользу, так как небольшие отступления от стандартных значений коэффициентов существенно не влияют на динамические характеристики исследуемой системы [2].

Для получения переходных процессов с заданными характеристиками в предлагаемой методике, прежде всего, задается диапазон рабочих частот, который определяется корнями характеристического уравнения, наиболее близко расположенными к мнимой оси слева от нее. При этом из исходного характеристического уравнения исключаются все члены, не влияющие на характер переходных процессов и не зависящие от коэффициентов стабилизации. Далее, по аналогии с методом стандартных коэффициентов, задаются требуемые корни полученного характеристического уравнения, исходя из вида желаемой переходной функции.

На базе упрощенной модели в методике приводятся различные варианты определения параметров корней характеристического уравнения, позволяющие реализовать заданное время переходного процесса отработки возмущений с заданной точностью и допустимым перерегулированием.

Основными достоинствами данной методики являются наглядность, простота использования и возможность оперативного определения параметров алгоритмов стабилизации, обеспечивающих заданные характеристики переходных процессов, с использованием разработанного комплекса программ в среде MATLAB.

### Литература

- [1] Плавник Г.Г., Лошкарев А.Н., Точилова О.Л. Методика исследования устойчивости движения беспилотных летательных аппаратов // Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея XXXVIII Академических чтений по космонавтике. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения». 2014. Вып. 2: Ракетные комплексы и ракетно-космические системы — проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация. С. 57–64.
- [2] Доброленский Ю. П., Иванова В. И., Поспелов Г. С. Автоматика управляемых снарядов. М.: ГНТИ Оборонгиз, 1963. 548 с.

## **ИНЖЕНЕРНЫЙ МЕТОД ПОВЫШЕННОЙ ТОЧНОСТИ ДЛЯ РАСЧЕТА ТЕПЛООБМЕНА В ТОНКОМ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НАД ПОВЕРХНОСТЬЮ ПОЛУСФЕРЫ В СВРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ВОЗДУХА**

**В.В. Горский**<sup>1</sup>

vpk@npomash.ru

**А.Г. Локтионова**<sup>2</sup>

<sup>1</sup> АО «ВПК «НПО машиностроения»

<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Приводится метод расчета теплового потока на непроницаемой поверхности полусферы, обтекаемой сверхзвуковым потоком воздуха, в ламинарно-турбулентном пограничном слое, который базируется на результатах систематических численных решений уравнений пограничного слоя.*

Как известно [1], все методики, используемые для расчета ламинарно-турбулентного теплообмена, базируются на использовании либо интегральных методов типа метода эффективной длины, либо на применении тех или иных полуэмпирических моделей расчета «кажущейся» турбулентной вязкости. При этом все указанные методики базируются на применении набора констант, подобранных на базе согласования расчетных и экспериментальных данных, а получение последних сопряжено с большими техническими трудностями.

В работе [1], в частности, показано, что на боковых поверхностях конусов применение метода эффективной длины находится в удовлетворительном соответствии с результатами трубных экспериментов. Однако вопросу сопоставления расчетных и экспериментальных данных для градиентных течений газа не уделено должного внимания.

В этой связи необходимо отметить, что применению любых полуэмпирических расчетов ламинарно-турбулентного теплообмена должно предшествовать их апробация на экспериментальных данных, полученных, как минимум, в условиях газодинамического моделирования исследуемого явления.

Для расчета обтекания полусферы сверхзвуковым газовым потоком эта задача была решена в работах [2, 3].

Наряду с анализом сопоставления между собой расчетных и экспериментальных литературных данных по ламинарно-турбулентному теплообмену на полусфере в работах [2, 3] предложены два варианта модификации стандартной модели турбулентной вязкости Себечи — Смита, обеспечивающих удовлетворительное согласование расчетных и экспериментальных данных. Более качественная из указанных модификаций, приведенная в работе [3], и используется при проведении настоящих исследований.

Целью настоящей работы являлась разработка метода расчета теплообмена и трения на непроницаемой поверхности полусферы в ламинарно-турбулентном пограничном слое, основанного на результатах систематических численных решений уравнений этого слоя.

В данной работе на основе результатов систематических численных решений уравнений тонкого ламинарно-турбулентного пограничного слоя, полученных над непроницаемой поверхностью полусферы в сверхзвуковом потоке воздуха, предложена инженерная методика расчета теплообмена этого слоя, которая базируется:

- на выделении из суммарной тепловой нагрузки той ее части, которая обусловлена турбулентными пульсациями в газе;
- на получении оптимальной аппроксимационной зависимости для приращения числа Стантона;

– на получении совокупности функциональных зависимостей для приращения коэффициента теплообмена;

– на получении оптимальной зависимости для расчета ламинарно-турбулентного теплообмена.

Полученные в данной работе аппроксимационные формулы позволяют обеспечить расчет теплообмена над непроницаемой поверхностью полусферы в ламинарно-турбулентном пограничном слое с точностью, удовлетворительной для большинства практических приложений.

#### Литература

- [1] Конвективный теплообмен летательных аппаратов / Б.А. Землянский, В.В. Лунев, В.И. Власов и др.; под ред. Б.А. Землянского. М.: Физматлит, 2014. 377 с.
- [2] Горский В.В., Пугач М.А. Ламинарно-турбулентный теплообмен на поверхности полусферы, обтекаемой сверхзвуковым потоком воздуха // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV, № 6. С. 36–42.
- [3] Горский В.В. Методика численного решения уравнений ламинарно-турбулентного пограничного слоя на проницаемой стенке затупленного тела вращения // Космонавтика и ракетостроение. 2017. № 3. С. 90.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В ГИДРАВЛИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТАХ С ПОДВИЖНЫМИ ЧАСТЯМИ С ПОМОЩЬЮ МЕТОДА РЕШЕТОЧНЫХ УРАВНЕНИЙ БОЛЬЦМАНА

**В.Г. Мельникова**

vg-melnikova@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В работе рассматривается математическое моделирование внутреннего течения несжимаемой вязкой жидкости в регуляторе расхода золотникового типа с помощью метода решеточных уравнений Больцмана. Особенностью данной задачи является наличие в расчетной зоне подвижного элемента, частично перекрывающего входное отверстие потока. В качестве результата расчета были получены гидродинамические характеристики течения при различных положениях золотника.*

Гидравлические элементы находят широкое применение в промышленных установках, в том числе на летательных аппаратах. Одним из таких элементов является регулятор расхода [1], служащий для синхронизации движения исполнительных органов, испытывающих знакопеременные нагрузки.

В настоящее время достижение заданных характеристик [2], при проектировании новых изделий подобного типа, осуществляется путем экспериментальных исследований натурных моделей на специально оборудованных стендах, что является дорогостоящим и длительным процессом. Существующие же расчетные методики и справочники ограничены применимостью только определенного набора геометрических параметров конструкции. Поэтому на данный момент актуально развитие исследования характеристик течения с применением математического моделирования, которое может значительно уменьшить число экспериментов, тем самым снизив стоимость разработки и сократив время разработки.

В данной работе рассматривается использование метода решетчатых уравнений Больцмана для моделирования внутреннего течения несжимаемой вязкой жидкости в регуляторе расхода золотникового типа. В процессе расчета решалась задача об

установлении подвижного элемента — золотника в положение равновесия под действием гидродинамической силы и силы реакции пружины. Считается, что золотник имеет одну поступательную степень свободы вдоль продольной оси агрегата. Действие пружины на золотник заменено линейной вязкоупругой восстанавливающей силой.

В результате построена расчетная модель и проведено численное моделирование течения в проточной части, получены поля скорости и давления, проведен анализ течения, выявлены зоны вихреобразования, получены гидродинамические характеристики течения при различных положениях золотника.

*Работа поддержана грантом РФФИ (проект № 17-08-01468 А).*

#### Литература

- [1] Регулятор расхода: пат. 2548613 Рос. Федерация: МПК G05D 7/01 (2006.01). Дергачев А.А., Иванов М.Ю., Копков Г.А., Кучин А.П., Новиков А.Е., Реш Г.Ф., Синявин В.Г.; заявитель и патентообладатель: Открытое акционерное общество «Военно-промышленная корпорация «Научно-производственное объединение машиностроения». № 2014102669/28; заявл. 29.01.14; опубл. 20.04.15, бюл. № 11.
- [2] Копков Г.А., Кучин А.П., Новиков А.Е., Иванов М.Ю., Реш Г.Ф., Антонов Д.С. Стабилизаторы расхода для синхронизации перемещения исполнительных органов систем летательных аппаратов. Научно-технический юбилейный сборник. КБ химавтоматики: в 3 т / под ред. В.С. Рачука. Воронеж: Кварта, 2012. Т.1. С. 219–223.

## АНАЛИЗ МЕТОДОВ РЕГУЛИРОВАНИЯ ВЫТАЛКИВАЮЩЕЙ СИЛЫ ПРИ ПОДВОДНОМ ПУСКЕ ИЗДЕЛИЙ С ПОМОЩЬЮ ПОРОХОВЫХ АККУМУЛЯТОРОВ ДАВЛЕНИЯ

**Р.В. Красильников<sup>1</sup>**  
**С.С. Жарова<sup>2</sup>**

r.v.krasilnikov@mail.ru  
sophie\_arkvest@mail.ru

<sup>1</sup> БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

<sup>2</sup> АО «Конструкторское бюро специального машиностроения»

*В статье рассматриваются существующие методы регулирования выталкивающей подводный аппарат силы, создаваемой с помощью пороховых аккумуляторов давления (ПАД). Анализируются положительные и отрицательные стороны разных методов, предлагается подход к регулированию, основанный на комбинировании известных технических решений.*

Последние несколько десятилетий развития морской подводной техники наглядно доказали, что необитаемые подводные аппараты (НПА) различных назначений являются неотъемлемой частью любого подводного флота будущего. Особенно актуальной в настоящее время является разработка НПА — подводных ракет, предназначенных для самообороны подводных носителей.

Условия эксплуатации ряда носителей предполагают необходимость отделения от них указанных НПА в довольно широком диапазоне глубин. При этом важным звеном, связывающим аппарат с носителем, является пусковая установка (ПУ). Зачастую такая установка по совместительству является также и местом хранения аппарата на борту носителя. Объединенные вместе, НПА и ПУ образуют так называемый транспортно-пусковой контейнер (ТПК), основными задачами которого соответственно явля-

ются хранение аппарата в походном положении и его отделение от носителя в нужный момент.

Для создания выталкивающей силы используются разные источники энергии, такие, как механическая энергия, воздух высокого давления, электричество, гидравлика и т.д. Одним из наиболее компактных и технологичных источников энергии являются ПАД [1].

Традиционно для подобных выталкивающих систем, работающих в воздушной среде или на небольших глубинах, применяются критические ПАД, скорость горения которых не зависит от величины противодействия, создаваемого внешней водной средой [2].

Однако, с увеличением глубины количество энергии, необходимое для выталкивания изделия, качественно возрастает (пропорционально глубине погружения), и, если принять время разделения объектов примерно постоянным во всем необходимом диапазоне глубин, возникает задача регулирования количества сжигаемого топлива по глубине.

Возможные пути решения обозначенной задачи регулирования включают себя следующие основные методы.

1. Использование нескольких критических ПАД, включающихся последовательно в процессе пуска изделия. Например, данная схема реализована в решении по Патенту США № 6701819 [3]. При этом часто обеспечение сопряжения расходных характеристик последовательно работающих ПАД достигается с помощью сигнализаторов давления, настроенных на давление в камере ранее запускаемого ПАД.

2. Создание докритических ПАД, скорость горения которых зависит от величины внешнего противодействия.

Недостатком первого метода является его техническая сложность, необходимость масштабной отработки на специализированных стендах, имитирующих внешнее противодействие. Кроме того, процесс горения критических ПАД существенно зависит от начальной температуры заряда, что может быть негативным фактором в отдельных ситуациях при эксплуатации носителя.

Недостатком второго метода является то, что одним из факторов, определяющих скорость горения заряда, является давление в камере сгорания, представляющее собой сумму величины противодействия и форсажного давления. Из-за небольших величин указанных давлений, соответствующих малым глубинам нахождения носителя, для создания приемлемой скорости горения ПАД необходимо обеспечить большую начальную площадь горения, которая не может быть реализована исходя из приемлемых объемов камеры сгорания.

Исходя из проведенного анализа, предлагается гибридный метод регулирования, при котором выталкивающее усилие на малых глубинах обеспечивается за счет срабатывания критического ПАД, а на больших — за счет работы докритического ПАД, форсажное давление для которого формируют с помощью первого критического ПАД.

### Литература

- [1] Маштаков А.П., Красильников Р.В. Физические основы пуска: учеб. пособие. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2018. 112 с.
- [2] Шагов Ю.В. Взрывчатые вещества и пороха. М.: Воениздат, 1976. 120 с.
- [3] US Patent № 6701819 B1, Int. Cl. F41F 3/07, F41F 3/10. Apparatus for launching an object in a fluid environment / Michael W. Williams, Paul E. Moody. Publ. 09.03.2004.

## АНАЛИТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЛАМИНАРНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ ОКОЛО ЗАТУПЛЕННЫХ ТЕЛ

**В.Н. Булгаков**

vpk@npomash.ru

**В.П. Котенев**

vpk@npomash.ru

**Ю.С. Ожгибисова**

vpk@npomash.ru

АО «ВПК «НПО Машиностроения»

*На стадии предварительного рассмотрения компоновок летательных аппаратов необходимы методы точного расчета аэродинамического нагрева. Инженерные подходы зачастую не обладают достаточной точностью. Применение же программ, основанных на строгих математических моделях не оправдано из-за большой трудоемкости. В работе предлагается эффективный метод расчета тепловых потоков, который можно использовать в процессе оптимизации форм частей летательных аппаратов.*

При высокоскоростном обтекании наиболее нагруженными в тепловом отношении являются как правило затупленные элементы тел сложной формы, где газодинамические параметры испытывают значительные изменения. В связи с этим большое значение имеет быстрая оценка теплового нагружения на затупленных телах. Существующие в настоящее время для этого подходы зачастую имеют большую погрешность.

Рассматриваются уравнения ламинарного пограничного слоя при установившемся осесимметричном течении сжимаемого совершенного газа, записанные в специальных координатах. В качестве граничного условия на стенке приняты условия «прилипания», а на границе — равенство скорости и температуры соответствующим значениям внешнего потока.

Коэффициент динамической вязкости газов определяется с помощью формулы Сазерленда или с использованием степенной зависимости.

Из уравнения движения, записанного с учетом граничного условия на стенке вводится формпараметр пограничного слоя. Используя граничные условия на стенке и на границе пограничного слоя для скорости, а также равенства нулю первой и второй производных от скорости по нормальной координате, получаем систему уравнений, решение которой дает коэффициенты классического полинома Польшаузена для безразмерной скорости [1].

Дальнейшее рассмотрение производится с использованием результатов по распределению давления на поверхности затупленных тел, полученных в работе [2]. Применение этих результатов предполагает, что давление найдено из невязкого обтекания. Известно, что при достаточно больших числах Рейнольдса, распределения давления, полученные из решения уравнений Навье–Стокса и Эйлера, близки.

В методе Польшаузена вводят понятия толщины вытеснения и толщины потери импульса, находят связи для отношения этих величин к толщине пограничного слоя и выводят дифференциальное уравнение для определения формпараметра пограничного слоя, через который определяют остальные характеристики пограничного слоя. Отметим, что при этом для неадиабатической стенки необходимо вводить некоторые гипотезы для отношения введенных толщин.

Модификация классического метода Польшаузена проводится для того, чтобы упростить процедуру расчета и отказаться от решения дифференциального уравнения. Аналогично скорости в виде полинома четвертой степени представляется специальная функция, в которую входит энтальпия и безразмерный «кинетический» параметр, подлежащий определению. Для определения коэффициентов полинома используются граничные условия на стенке и на границе пограничного слоя. Кинетический параметр определяется по-разному для тел различной формы.

Геометрия тел большого и малого удлинения рассматривается с помощью эллипсоидов. Выбор кинетического параметра осуществим таким образом, чтобы уравнение для определения параметра Польгаузена свелось к квадратному уравнению.

Приводятся результаты применения предложенного метода для расчета тепловых потоков для сферы и эллипсоидов с различным отношением полуосей, численное исследование которых так же приведено в работах [3] и [4] в рамках полных систем уравнений Навье–Стокса и Прандтля. Сравнение результатов свидетельствует об эффективности изложенного метода.

#### Литература

- [1] Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1969. 824 с.
- [2] Котенев В.П. Точная зависимость для определения давления на сфере при произвольном числе Маха сверхзвукового набегающего потока // Математическое моделирование. 2014. Т. 26, № 9. С. 141–148.
- [3] Брыкина И.Г., Сахаров В.И. Сравнение приближенных аналитических и численных решений для тепловых потоков при сверхзвуковом обтекании тел вязким газом // Механика жидкости и газа. 1996. № 1. С. 125–132.
- [4] Колина Н.П. Ламинарный пограничный слой на затупленных осесимметричных телах различной формы // Труды ЦАГИ. 1968. № 1106. С. 268–328.

## ПРИМЕНЕНИЕ МОДИФИКАЦИИ МЕТОДА ПОЛЬГАУЗЕНА ДЛЯ РАСЧЕТА КОЭФФИЦИЕНТА СОПРОТИВЛЕНИЯ С УЧЕТОМ ВЯЗКОСТИ ДЛЯ ТЕЛ РАЗЛИЧНОГО УДЛИНЕНИЯ

**А.А. Антонов**<sup>1</sup>

**В.Н. Булгаков**<sup>2</sup>

v.n.bulgakov@vpk.npomash.ru

**В.П. Котенев**<sup>2</sup>

**В.И. Сахаров**<sup>3</sup>

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup> АО «ВПК «НПО машиностроения»

<sup>3</sup> НИИ механики МГУ им. Ломоносова

*Сведения об аэродинамических характеристиках, полученные в результате дорогостоящих экспериментов, не всегда соответствуют условиям реального полета. Поэтому получение необходимой информации может быть осуществлено посредством разработки эффективных приближенных и аналитических методов, обладающих достаточной точностью. Такие методы полезны для интерпретации результатов численного моделирования и экспериментальных данных, а также могут применяться в расчетах при варьировании параметров обтекания и формы тела.*

При проектировании высокоскоростных летательных аппаратов необходимо проводить оценку аэродинамических коэффициентов с учетом вязкости. В настоящее время для получения такой оценки проводится моделирование, основанное на математических моделях в рамках уравнений Навье–Стокса или Л. Прандтля. Временные затраты при применении соответствующих программных комплексов не всегда позволяют оперативно оценить вклад вязких составляющих в аэродинамические характеристики. Поэтому для снижения временных издержек ведется также разработка аналитических методов расчета вязких характеристик.

Известно, что основные аэродинамические характеристики являются суммой двух составляющих: невязкой и вязкой (трения). Исключение составляет коэффициент осевой силы, в котором присутствует еще влияние давления на донном срезе, которое не рассматривается в данной работе.

Первая составляющая получается путем интегрирования давления по поверхности тела и определяется для простых тел аналитически [1–3] с хорошей для расчетов точностью.

Вторая составляющая, учитывающая вязкость потока, определяется интегрированием коэффициента трения по поверхности тела. Этот коэффициент зависит от вязкости среды и является предметом исследования настоящей работы.

Одним из основных методов решения уравнений Прандтля является метод Польгаузена, согласно которому вводятся понятия толщины импульса и толщины вытеснения, определяются связи для отношения этих толщин к толщине пограничного слоя и выводится дифференциальное уравнение, что также требует больших затрат машинных ресурсов и времени.

В качестве основного метода для решения уравнений сжимаемого пограничного слоя (уравнений Прандтля) используется модификация метода Польгаузена, которая оказывается достаточно эффективной при решении поставленной задачи и не требует сколь-нибудь заметных временных ресурсов. Аналитические выражения для распределения коэффициента трения были получены для осесимметричного обтекания затупленных тел различного удлинения. На основе предложенного метода приводится исследование для коэффициента лобового сопротивления с учетом вязкости при различных числах Маха и Рейнольдса. Приводится сравнение с численным решением полной системы уравнений Навье–Стокса. Результаты сравнения свидетельствуют о том, что предлагаемый подход обладает необходимой сходимостью для применения его в практике проектирования.

#### Литература

- [1] Котенев В.П. Точная зависимость для определения давления на сфере при произвольном числе Маха сверхзвукового набегающего потока // Математическое моделирование. 2014. Т. 26, № 9. С. 141–148.
- [2] Котенев В.П., Сысенко В.А. Аналитические формулы повышенной точности для расчета распределения давления на поверхности выпуклых, затупленных тел вращения произвольного очертания // Математическое моделирование и численные методы. 2014. Т. 1, № 1–1. С. 68–81.
- [3] Котенев В.П. Определение положения звуковой точки на поверхности затупленного тела // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Естественные науки. 2011. Спец. вып. «Математическое моделирование». С. 150–153.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЫНОСНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ЗАТУПЛЕНИЙ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

**В.П. Котенев**  
**Д.А. Сапожников**

vpk@npomash.ru  
vpk@npomash.ru

АО «ВПК «НПО Машиностроения»

*В работе определяется влияние двух типов выносных аэродинамических тел (аэродинамическая игла и выносное затупление) различного удлинения на сферическое затупление и оптимальное аэродинамическое степенное тело. Модель газовой среды — вязкая.*

*Расчет проводится на неструктурированной тетраэдральной сетке. Результаты исследования согласуются с результатами известных опубликованных работ. Определены режимы обтекания, при которых эффект от применения аэродинамических затуплений снижается.*

Выносные аэродинамические затупления и аэродинамические иглы устанавливают в головных частях сверхзвуковых летательных аппаратов (ЛА) с целью изменения аэродинамических характеристик (в основном, лобового сопротивления и положения аэродинамического центра, а в несимметричном случае — и подъемной силы) и тепловых потоков.

Выносные элементы на штангах позволяют формировать головной скачок на удалении от носовой части летательного аппарата, что снижает как нагрузку на носовые части, так и требования к их аэродинамическому облику с точки зрения лобового сопротивления. В работе [1] приводится анализ эксперимента по обтеканию сферически затупленного цилиндра с выносной затупленной аэродинамической иглой полуторного и двойного удлинения для числа Маха  $M = 7$  при изменении угла атаки. В целом, эксперимент демонстрирует существенное улучшение аэродинамических характеристик тела.

В работах [2] и [3] проводится численное исследование влияния различных видов затуплений на характеристики затупленного конического тела при числах Маха от 5 до 10. Авторы фиксируют снижение лобового сопротивления при различных удлинениях штанги в диапазоне от 37 до 53 %.

В данном исследовании рассматривается обтекание не только сферически затупленного тела, но и степенного тела с минимальным сопротивлением в широком диапазоне чисел Маха. При высоких числах Маха  $M > 5$  результаты согласуются с работами [1–3]. Показано, что при относительно невысоких числах Маха, которые не рассматривались в работах [1–3], отсутствует существенное снижение лобового сопротивления, а в некоторых случаях применение выносного затупления приводит негативным эффектам.

#### Литература

- [1] Kalimuthu R., Mehta R.C. Drag Reduction for Spike Attached to Blunt-Nosed Body at Mach 6 // Journal of Spacecraft and Rockets. January–February 2010. Vol. 47, no 1.
- [2] Gauer M., Paull A. Numerical Investigation of a Spiked Blunt Nose Cone at Hypersonic Speeds // Journal of Spacecraft and Rockets. May–June 2008. Vol. 45, no 3.
- [3] Ahmed M.Y.M., Qin N. Drag Reduction Using Aerodisks for Hypersonic Hemispherical Bodies // Journal of Spacecraft and Rockets. January–February 2010. Vol. 47, no 1.

## ВОССТАНОВЛЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ В ВОЗМУЩЕННОЙ ОБЛАСТИ ОКОЛО ЗАТУПЛЕННОГО КОНУСА

**В.П. Котенев**<sup>1</sup>

**Д.А. Сапожников**<sup>1</sup>

**Е.Г. Тонких**<sup>2</sup>

vpk@npomash.ru

vpk@npomash.ru

des\_end@mail.ru

<sup>1</sup>АО «ВПК «НПО Машиностроения»

<sup>2</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Объектом исследования является затупленный конус в сверхзвуковом невязком потоке. Цель работы — определение зависимости, аппроксимирующей распределение*

*давления в возмущенной области около затупленного по сфере конуса. В работе предлагается метод для восстановления распределения давления в возмущенной области около затупленного конуса. В его основе лежит модификация метода Шепарда. Полученная модель адекватно описывает распределение давления в ударном слое около затупленного конуса и согласуется с данными численных экспериментов, которые не были использованы при ее построении. В отличие от других подходов, предложенный метод не требует существенных затрат машинного времени. Зависимость может быть использована как самостоятельно, для целевого определения аэродинамических параметров на составных телах, так и в качестве первого приближения для пакетов программ расчета параметров обтекания в рамках строгой постановки.*

За годы развития экспериментальной и вычислительной аэродинамики скопилось большое количество данных, описывающих течения около различных аэродинамических компоновок [1–3]. В настоящее время они используются в различных работах для верификации и валидации предлагаемых моделей [1]. Однако эталонные данные можно использовать не только для проверки адекватности моделей, но и при создании новых методов определения параметров обтекания. В данной работе предлагается метод, моделирующий распределение давления в возмущенной области около затупленного конуса, который построен на основе:

- имеющихся зависимостей для давления на теле и волне,
- частичного анализа эталонных данных,
- гипотезах о влиянии давления с поверхности тела и ударной волне на давление в ударно-волновом слое.

Для аппроксимации использовался модифицированный метод Шепарда (метод обратного средневзвешенного расстояния) [4-6]. Простая зависимость, полученная на основе реальных данных, может использоваться как для самостоятельных оценок параметров обтекания в широком диапазоне чисел Маха, так и встраиваться в программные комплексы установления решения по времени для задания начальных значений искомых параметров в расчетной области.

#### Литература

- [1] Котенев В.П., Пучков А.С., Сапожников Д.А., Тонких Е.Г. Моделирование распределения давления в возмущенной области около сферы, обтекаемой невязким сверхзвуковым потоком, средствами машинного обучения // Математическое моделирование и численные методы. 2017.
- [2] Лунев В. В Течение реальных газов с большими скоростями. М.: Физматлит, 2007. 760 с.
- [3] Базжин А.П., Благосклонов В.И., Минайло А.Н., Пирогова С.В. Обтекание сферы сверхзвуковым потоком совершенного газа // Ученые записки ЦАГИ. 1971. Т. 2.
- [4] Шапиро Е.Г. Исследование сверхзвукового обтекания сферы потоком воздуха при высокой статической температуре // Научные труды № 19. Аэродинамика больших скоростей. 1972.

## НЕЙРОННАЯ СЕТЬ ДЛЯ ВОССТАНОВЛЕНИЯ КАНОНИЧЕСКОЙ ФОРМЫ УРАВНЕНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ ЛА С ПОСЛЕДУЮЩИМ ОПРЕДЕЛЕНИЕМ ДАВЛЕНИЯ

Р.А. Рацлав<sup>2</sup>

des\_end@mail.ru

Д.А. Сапожников<sup>1</sup>

vpk@npomash.ru

И.В. Чернышев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>АО «ВПК «НПО Машиностроения»

<sup>2</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассматривается искусственная нейронная сеть для определения параметров поверхностей. Для обучения нейронной сети применяется алгоритм обратного распространения ошибки. В основе этого алгоритма лежит метод градиентного спуска. Рассчитанные с помощью нейронной сети параметры использовались для нахождения давления по точным формулам. Получено давление на целевых и восстановленных поверхностях. Также для целевых конфигураций было определено давление по методу Ньютона. Было произведено сравнение результатов. В большинстве случаев давление на целевых и актуальных поверхностях не различается. Построенная нейронная сеть может использоваться для быстрого нахождения параметров поверхностей и точного расчета давления.*

В большинстве случаев расчетная сетка на поверхности летательного аппарата представляет собой набор точек, снятых с поверхностей первого и второго порядка. Чаще других встречаются цилиндрические, конические, эллиптические (в частности, сферические) поверхности, плоские профили, элементы двуполостных гиперboloидов и эллиптических параболоидов.

Существуют методы определения аэродинамических характеристик, которые работают с телами, заданными в виде массива точек, связанных между собой в четырехугольные ячейки расчетной поверхности сетки. Чтобы задать начальное приближение на этой сетке используется метод Ньютона, который определяет давление на элементе поверхности как функцию угла встречи потока с поверхностью тела. В то же время, на различных элементах с одинаковым углом встречи, давление может быть разным. Информации, которую несет одна ячейка, недостаточно для определения типа поверхностей, которой она принадлежит. Проблема отделения классов конуса, цилиндра, сферы, плоского профиля была решена в работе [1] с применением древовидного классификатора.

В данной работе описывается решение задачи классификации на основе нейронных сетей: моделирование связательной искусственной нейронной сети [2–4], состоящей из генератора и дискриминатора. Генератор создает наиболее сложные для классификации примеры. Результатом работы сети является классификация поверхности по классам «эллипсоид» и «гиперboloид», построение канонического уравнения поверхности и применение к нему целевым образом соотношений для определения давления.

### Литература

- [1] Котенев В.П., Рацлав Р.А., Сапожников Д.А., Чернышев И.В. Метод классификации элементов поверхности летательного аппарата для численно-аналитического решения задач аэродинамики // Математическое моделирование и численные методы. 2017. № 3 (15).
- [2] Каллан Р. Основные концепции нейронных сетей. М.: Издат. дом «Вильямс», 2001. 287 с.
- [3] Хайкин С. Нейронные сети: полный курс. 2-е изд. М.: Издат. дом «Вильямс», 2006. 1104 с.
- [4] Джонс М.Т. Программирование искусственного интеллекта в приложениях М.: ДМК Пресс, 2011. 312 с.

## **МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ИДЕНТИФИКАЦИИ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ НАГРУЗОК ПРИ УДАРЕ О ВОДУ, ОСНОВАННЫЕ НА РАСЧЕТАХ РАСПРОСТРАНЕНИЯ УПРУГИХ ВОЛН В СТЕРЖНЯХ**

**А.В. Плюснин**<sup>1</sup>

vpk@vpk.npomash.ru

**В.А. Ерошин**<sup>2</sup>

<sup>1</sup> АО «ВПК «НПО машиностроения»

<sup>2</sup> НИИ механики МГУ им. М.В. Ломоносова

*Доклад посвящен совершенствованию математических методов определения нагрузок при высокоскоростном входе в воду тел цилиндрической формы по результатам регистрации параметров упругих колебаний этих тел*

При экспериментальной отработке и эксплуатации летательных аппаратов (ЛА) морского базирования возможны ситуации запланированного, а порой и нештатного высокоскоростного взаимодействия корпуса ЛА с водной поверхностью. Контактующие с жидкостью участки корпуса ЛА испытывают при этом кратковременное, но весьма значительное силовое воздействие. Несмотря на сложность и большую неопределенность протекания ударного процесса, с высокой вероятностью сопровождающегося разрушениями корпуса ЛА, необходимо уметь грамотно оценивать уровень реализующихся нагрузок, избегая как их занижения, так и чрезмерного завышения.

Ввиду кратковременности собственно ударного процесса, в первую очередь целесообразно определить гидродинамические силы в предположении отсутствия деформаций корпуса ЛА. В этом первом приближении величина и характер изменения гидродинамических сил во времени будут определяться геометрической картиной взаимодействия, т.е. формой и пространственной ориентацией части корпуса ЛА, взаимодействующей с жидкостью, и, конечно, скоростью соударения.

В такой постановке центр исследований смещается в сторону теоретического и экспериментального изучения процесса удара о поверхность жидкости тел канонической формы (пластина, диск, клин, конус, шар, цилиндр и т.д.) и последующего обобщения результатов в виде универсальных зависимостей, охватывающих широкий диапазон изменения параметров, определяющих взаимодействие. На основании этих зависимостей можно на инженерном уровне достаточно объективно оценивать максимальную ударную гидродинамическую нагрузку на корпус ЛА при высокоскоростном взаимодействии с поверхностью водной среды. Понятно, что получение такого рода универсальных зависимостей важно также и в научном плане.

В ситуациях, когда ставится задача дальнейшего движения ЛА в воде, простейшая форма передней части в виде диска или плоского торца, несмотря на плохую обтекаемость, оказывается практически значимой. Это объясняется тем, что при значительной скорости движения ЛА с кромки плоского торца сходят струи, ограничивающие движущееся тело каверной. Если при этом не происходит бокового замыва, то к телу оказывается приложенной только гидродинамическая сила, нормальная к плоскости торца, причем при наличии угла атаки момент гидродинамических сил, вызванный несимметричным распределением давления, стремится этот угол атаки уменьшить. Конкретные задачи, представляемые в материалах данного доклада, относятся к исследованиям взаимодействия с жидкостью только тел с передним плоским срезом.

Известны результаты экспериментального определения силы и момента, действующих на диск со стороны воды, полученные для скоростей погружения порядка 10 м/с, что соответствует числам Маха по отношению к жидкости менее 0,01. Замена

рабочей среды (воды) на жидкость с пузырьками газа, в которой, как известно, скорость звука намного ниже, позволила в экспериментах, выполненных в сходной постановке [1], расширить диапазон чисел Маха по отношению к жидкости примерно до значения 0,2. В этих экспериментах параметры модельной среды, т.е. жидкости с пузырьками газа, подбирались из того расчета, чтобы в рабочем диапазоне давлений воспроизводилось уравнение состояния воды, включая ударную адиабату. Таким образом, в этих экспериментах осуществлялось физическое моделирование удара тел о воду.

В натуральных экспериментах по удару о воду для того же диапазона чисел Маха непосредственные измерения силы и момента, а также распределения давления по смоченной поверхности тела затруднены высокой скоростью движения тела (несколько сот метров в секунду), значительностью нагрузок (тысячи атмосфер) и кратковременностью их действия (десяток-сотня микросекунд). Но под действием такой нагрузки внутри тела могут возбуждаться достаточно интенсивные колебания материала, и параметры этих колебаний можно измерять. В большинстве случаев с достаточным основанием можно считать, что эти колебания не выходят за пределы линейно упругого поведения материала.

Следуя этой известной идее, восходящей к мерному стержню Хопкинсона, удалось разработать оптические методы регистрации колебаний хвостового, свободного от нагрузки, торца моделей, выполняемых с этой целью в форме цилиндрических стержней. В одном из методов [1] регистрируют продольное ускорение свободного торца, соответственно характеризующее продольные колебания всей модели. Во втором методе [2] свободный торец модели предварительно шлифуют зеркально, и в процессе входа модели в воду отраженный от этого торца луч лазера записывает осциллограмму на фотоматериале. Это дает зависимость угла поворота свободного торца модели от времени, что является характеристикой изгибных колебаний модели.

В докладе представлены результаты численного решения задач о распространении упругих волн в цилиндрических стержнях, вызванных ударом переднего торца о поверхность воды. Граничные условия на ударном торце задавались на основании располагаемой экспериментальной и расчетной информации, например, согласно исследованиям [1, 3, 4]. Затем определенные в расчете параметры колебаний свободного торца обрабатывались в соответствии с особенностями экспериментальных методик [1, 2] и сравнивались с результатами натуральных экспериментов. Это позволяет уточнять параметры действовавшей на тело гидродинамической нагрузки.

С другой стороны, определение ударной нагрузки, действовавшей на передний торец тела, по измерениям упругих колебаний его свободного торца можно математически интерпретировать как обратную задачу теории распространения упругих волн. В докладе соответствующие обратные задачи рассмотрены в отношении взаимодействия с водой сплошного кругового цилиндра и с использованием простейшего математического аппарата, основанного на одномерных теориях распространения продольных и поперечных волн в упругом цилиндре.

#### Литература

- [1] Ерошин В.А., Романенков Н.И., Серебряков И.С., Якимов Ю.Л. Гидродинамические силы при ударе тупых тел о поверхность сжимаемой жидкости // Изв. АН СССР. МЖГ. 1980. № 6. С. 44–51.
- [2] Ерошин В.А., Плюснин А.В., Созоненко Ю.А., Якимов Ю.Л. О методике исследования изгибных колебаний упругого цилиндра при входе в воду под углом к свободной поверхности // Изв. АН СССР. МЖГ. 1989. № 6. С. 164–167.
- [3] Альев Г.А. Пространственная задача о погружении диска в сжимаемую жидкость // Изв. АН СССР. МЖГ. 1988. № 1. С. 17–20.
- [4] Ерошин В.А., Самсонов В.А. О входе в воду симметричных тел // ПММ. 2016. № 5. С. 1020–1027.

## **ЧИСЛЕННЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ ПО РАСЧЕТУ УСКОРЕННОГО ДВИЖЕНИЯ ТЕЛА В ВЯЗКОЙ СЖИМАЕМОЙ ЖИДКОСТИ В ЦЕЛЯХ УТОЧНЕНИЯ КОНЦЕПЦИИ ПРИСОЕДИНЕННЫХ МАСС ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, ДВИЖУЩИХСЯ В ВОДЕ**

**А.В. Плюснин**

[vpk@vpk.npomash.ru](mailto:vpk@vpk.npomash.ru)

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*С привлечением численного моделирования ускоренного движения тела в вязкой сжимаемой жидкости исследуется в целях уточнения концепция нестационарных сил для летательных аппаратов, имеющих подводный участок движения*

Среди задач, подлежащих решению при проектировании подводного газодинамического выброса летательных аппаратов (ЛА), важное место занимает задача обеспечения нормальных условий подводного движения. Под этим понимаются, в основном, следующие два аспекта. Во-первых, необходимо обеспечить условия «безударного», т.е. без чрезмерных нагрузок на корпус ЛА и конструкции носителя, выхода ЛА из пускового контейнера. Во-вторых, необходимо таким образом организовать дальнейшее движение ЛА на подводном участке, чтобы выполнить довольно жесткие ограничения на параметры выхода ЛА из воды.

Соответствующие технические решения основываются на тщательном расчетном моделировании подводного участка движения ЛА, для чего, в свою очередь, необходимо знать с достаточной точностью гидродинамические характеристики ЛА. Традиционно эти характеристики определяются в ходе продувок в аэродинамических трубах (АДТ), протасок в гидроканалах, испытаний в кавитационных трубах и гидробассейнах. Однако не все условия реального подводного движения ЛА могут быть воспроизведены в модельных испытаниях. Поэтому все большее значение приобретают расчетные методы, мощным стимулом для развития которых являются революционные прорывы в области вычислительной техники.

Среди численных методов, активно применяемых для расчетного определения гидродинамических характеристик ЛА, можно выделить два основных направления. Первое направление, более тяжеловесное в смысле задействования вычислительных ресурсов, основывается на сеточных методах вычислительной газо/гидродинамики, имеющих весьма универсальный характер. Второе направление опирается на ряд теоретических результатов гидродинамики, позволяющих свести рассматриваемую задачу к численному решению граничных интегральных уравнений, формулируемых для поверхности тела и вихревого следа, и системы обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих движение совокупности дискретных элементов, моделирующих вихревой след. Второй подход, в случае обоснованного применения, дает колоссальный выигрыш в эффективности вычислений. Вместе с тем, ради его применения в менее очевидных условиях, могут потребоваться существенные и не всегда универсальные затраты интеллектуальных ресурсов, не исключающие последующего подтверждения результатов экспериментом или численными расчетами в рамках все того же универсального подхода.

Математическая модель движения ЛА в воде, традиционно используемая при численном моделировании в ходе проектирования ЛА [1], представляет собой систему обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих динамику ЛА как твердого тела. В системе сил, приложенных к ЛА, гидродинамические силы, во всяком случае, играют принципиальную роль. Эти силы обычно разделяют на гидростатическую составляющую (архимедова сила), квазистационарные позиционные силы,

определяемые положением и скоростью тела в текущий момент времени, нестационарные силы, характеризующиеся коэффициентами присоединенных масс и моментов инерции, и силы вязкого трения.

Количественно силы вязкого трения могут быть рассчитаны с использованием концепции пограничного слоя. Вне пограничного слоя течение воды вокруг ЛА при этом считается невязким. За исключением отдельных вихревых следов, отрывающихся от поверхности ЛА, это невязкое течение можно считать безвихревым. Тогда внешнее течение можно описать с помощью потенциала скоростей, являющегося решением уравнения Лапласа. В такой постановке естественным методом решения является метод дискретных вихрей и его обобщения [2]. Получив такое решение, можно затем вычислить всю систему гидродинамических сил, действующих на корпус ЛА, для каждого момента времени движения на подводном участке.

С другой стороны, коэффициенты уравнений движения ЛА как твердого тела [1] имеют не в точности тот же смысл. Коэффициенты, определяемые позиционными силами, находят для установившихся режимов движения ЛА — либо из продувок в АДТ, либо из стационарных расчетов, в которых вихревая структура во времени не эволюционирует. Что же касается коэффициентов присоединенных масс и моментов инерции, то для их расчета используется потенциал безотрывного обтекания ЛА, не реализуемый в реальных течениях. В самом деле, его использование приводит к парадоксу Даламбера, а для тел с острыми выступами — еще и к неинтегрируемости распределения давления вдоль поверхности тела.

Таким образом, если в расчетах аэродинамических характеристик самолета использование потенциалов отрывного и безотрывного обтекания крыла соотносится с различными режимами движения аппарата [3], то в расчетах гидродинамических характеристик подводных ЛА оба потенциала одновременно используются для описания одного и того же движения.

Имеются основания полагать, что, по крайней мере, частично данная противоречивость может быть устранена концептуально. В самом деле, все 36 коэффициентов присоединенных масс и моментов инерции можно определить, рассматривая, вопреки традиционному подходу классической гидродинамики, не потенциал скоростей, а потенциал ускорений [4], с мгновенным распределением которого связана нестационарная составляющая давления в жидкости, гарантированно интегрируемая. Но такая трактовка, математически корректная в рамках модели несжимаемой жидкости, не выглядит таковой по отношению к любой реальной жидкости, обладающей физическим свойством сжимаемости. Ввиду ограниченности скорости распространения возмущений, в сжимаемой жидкости мгновенное изменение ускорений частиц не влечет моментального изменения нестационарного поля давлений. По этой и по ряду других причин требуются дальнейшие уточнения концепции нестационарных сил в уравнениях движения подводных ЛА.

Предлагаемый доклад посвящен исследованиям в этом направлении с привлечением методов численного моделирования ускоренного движения тела в жидкости с учетом ее сжимаемости и вязкости. При этом учет вязкости имеет целью предотвратить появление особенностей у полей скорости и давления при обтекании жидкостью острых кромок тела.

### Литература

- [1] Грумондз В.Т., Половинкин В.В., Яковлев Г.А. Теория движения двусредных аппаратов. Математические модели и методы исследования. М.: Вузовская книга, 2012. 644 с.
- [2] Щеглов Г.А. Модификация метода вихревых элементов для расчета гидродинамических характеристик гладких тел // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. 2009. № 2. С. 26–35.

- [3] Белоцерковский С.М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. М.: Наука, 1965. 244 с.
- [4] Плюснин А.В., Сабиров Ю.Р. Инженерные методы математического моделирования некоторых гидродинамических явлений, реализующихся при подводном старте ЛА // Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация: Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея XLIII Академических чтений по космонавтике. Вып. 6. Реутов, АО «ВПК «НПО машиностроения», 2018. С. 217–242.

## **УТОЧНЕНИЕ ФОРМУЛ ДЛЯ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ПОТРЕБНЫХ ТЯГО-РАСХОДНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭНЕРГОУСТРОЙСТВ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО ВЫБРОСА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РЕЗУЛЬТАТОВ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ**

**А.В. Плюснин**

vpk@vpk.npomash.ru

**Ю.Р. Сабиров**

vpk@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*На основе численного моделирования движения летательного аппарата в воде и атмосфере получены уточненные формулы для определения потребных тяго-расходных характеристик энергоустройств подводного газодинамического выброса*

В докладе рассматриваются теоретические вопросы, относящиеся к прогнозированию тяго-расходных характеристик (ТРХ) одного или нескольких энергоустройств (ЭУ), предназначенных обеспечивать выброс ЛА из пускового контейнера (ПК) подводного носителя и последующее движение ЛА в воде и в атмосфере до подъема на определенную высоту над невозмущенным уровнем водной поверхности.

Газодинамический выброс (ГДВ) ЛА предполагается организованным по миниметной схеме [1], когда доминирующей силой, выталкивающей ЛА из ПК, является поршневая сила, создаваемая избыточным давлением продуктов сгорания ЭУ в замкнутом объеме ПК за кормой ЛА. При таком ГДВ величина тяги ЭУ всегда оказывается много меньшей величины поршневой силы, и его можно осуществлять, размещая ЭУ на дне ПК. При выходе из ПК поршневая сила практически сразу же исчезает. Поэтому такой ЭУ дальнейшее движение ЛА поддерживать не может.

Как показывает опыт [1], близким к оптимальному, по крайней мере в отношении величин нагрузок на носитель и ЛА и экономичного расходования топлива, является подводное движение ЛА с умеренными скоростями. Поддержание такого движения требует наличия в составе ЛА ЭУ, тяга которого компенсировала бы гидродинамическое сопротивление ЛА, а также возможную отрицательную плавучесть.

При выходе в атмосферу сила плавучести исчезает и для обеспечения подъема ЛА на заданную высоту над поверхностью воды требуется компенсировать вес ЛА, если только запаса, даваемого начальной скоростью выхода ЛА из воды не достаточно. Соответственно в зависимости от конкретных условий не исключено задействование дополнительных ЭУ, размещаемых на ЛА.

Как можно видеть, требования к ТРХ ЭУ на каждом из участков начальной траектории движения оказываются различными. Для ГДВ ЛА из ПК близким к оптимальному можно обычно считать линейное нарастание массового расхода ЭУ [2]. В то же время

для подводного и атмосферного участков движения обычно обеспечивают примерно постоянный уровень тяги ЭУ.

Если габаритно-весовые ограничения и требования к высоте подъема ЛА над водой оказываются не слишком жесткими, можно рассмотреть схему движения, при которой прохождение всего начального участка обеспечивается работой только одного ЭУ, что, в принципе, существенно упрощает облик ЛА. Естественно, что для реализации такого ЭУ в рамках простой и надежной технологии необходимо, чтобы описанные выше требования были в целом совместимыми и приводили в результате к непрерывной потребной к ТРХ ЭУ. Как показывают результаты работы [3], это, вообще говоря, возможно.

Для математического описания движения ЛА на каждом из рассмотренных участков начальной траектории движения имеются свои соотношения, сводящиеся на инженерном уровне к системам обыкновенных дифференциальных уравнений [2,4]. В рамках представляемого доклада решение этих уравнений на ЭВМ называем численным моделированием начального участка движения ЛА.

По многим причинам удобно и важно иметь, в дополнение к этому инструменту детального описания движения ЛА, набор конечных аппроксимирующих соотношений [4]. В нашем случае наличие этих соотношений позволяет установить связь между основными выходными параметрами движения ЛА (скорость выхода из ПК, скорость выхода из воды, фактическая высота подъема над водой) с заданными параметрами ГДВ (масса ЛА, длина и диаметр ПК, глубина начального погружения и т.д.) и параметрами работы ЭУ.

В работе [3] на основании подобных соотношений были получены конечные формулы, определяющие значения параметров кусочно-линейных ТРХ ЭУ, обеспечивающих ГДВ ЛА с выполнением заданных условий. Однако методы аппроксимации, применявшиеся в работе [3], слишком схематичны, и это ведет в некоторых случаях к существенным систематическим погрешностям, что обнаруживается, например, при численном моделировании движения ЛА в ПК. Кроме того, некоторые из выведенных формул неудобны из-за громоздкости, и хотелось бы иметь больший охват аппроксимирующими формулами характерных параметров собственно ГДВ (пики давления и ускорения в ПК, величина давления раскупорки [1] и т. п.).

В представляемом докладе делается попытка уточнения и расширения расчетных формул, выведенных в работе [3]. При этом особое внимание уделялось подводному и атмосферному участкам движения ЛА. Для лучшего понимания закономерностей поведения параметров и повышения качества приближений использовалось численное моделирование динамики ЛА согласно соответствующим математическим моделям [4]. Также численное моделирование использовалось для подтверждения правильности полученных зависимостей.

#### Литература

- [1] Плюснин А.В., Бондаренко Л.А., Сабиров Ю.Р. Анализ газогидродинамических процессов и методов их расчета на основе опыта предпринятия в отработке подводного минометного старта // Ракетные комплексы и ракетно-космические системы — проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация: Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея XXXIX Академических чтений по космонавтике. Реутов, 2015. С. 74–83.
- [2] Плюснин А.В. Моделирование массорасходных характеристик энергоустройств, обеспечивающих газодинамический выброс летательного аппарата с заданными параметрами // Математическое моделирование и численные методы. 2017. № 1. С. 55–77.
- [3] Плюснин А.В., Сабиров Ю.Р. Некоторые теоретические аспекты проектирования газодинамического выброса ЛА // Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация: Труды секции 22

имени академика В.Н. Челомея XLI Академических чтений по космонавтике. Вып.5. Реутов, АО «ВПК «НПО машиностроения», 2017. С. 182–214.

- [4] Грумондз В.Т., Половинкин В.В., Яковлев Г.А. Теория движения двусредных аппаратов. Математические модели и методы исследования. М.: Вузовская книга, 2012. 644 с.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИМЕНЕНИЯ КВАТЕРНИОНОВ ПРИ РАСЧЕТЕ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ

**А.П. Тетюков**  
**В.Н. Кострикин**  
**В.П. Потапов**

vpk@vpk.npomash.ru  
vpk@vpk.npomash.ru  
vpk@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Рассмотрена возможность преобразования математической модели расчета навигационных параметров на основе данных движения. Математическая модель, изначально построенная с применением матриц Эйлера, поэлементно заменяется наборами кватернионов в соответствии с задачами исходных матриц. Исследована целесообразность применения такого преобразования.*

Для проведения большого количества расчетов, а также расчетов в реальном времени требуется высокая скорость вычисления, что можно достичь как мощностью вычислителя, так и упрощением расчетов.

В работе рассматривается второй вариант с поэлементной заменой уже имеющейся математической модели расчета навигационных параметров, построенной с применением матриц Эйлера, на математическую модель, где все матрицы заменены на вектора кватернионов. При этом матрицы, сформированные из углов поворота, заменяются на набор ортогональных кватернионов с преобразованными углами поворота, а матрицы, применяемые для расчета, разбиваются на кватернионы по физическому смыслу, то есть на вектора с добавлением нулевого поворота.

Таким образом можно существенно снизить требования к производительности вычислителя. При преобразовании координат, скорость расчета увеличивается минимум вдвое. При полном расчете математической модели теоретическая прибавка к скорости вычислений составляет 15...20 %. Результаты получены путем оценки вычислительной сложности математических операций, статистические данные которых взяты из сформированных сводных таблиц MATLAB.

Для подтверждения эффективности данного способа преобразования модели расчета навигационных параметров требуется комплекс моделирований, результаты которых должны быть в пределах допустимых значений, установленных в рамках проектирования соответствующего прибора.

В случае недостаточной точности имеется несколько величин, экспериментальная подборка которых может улучшить показатели точности и приблизить их к соответствующим данным исходной математической модели:

- вариации последовательности углов;
- изменения матриц преобразования;
- выборочное приведение кватерниона к исходной норме.

Первоначально планируется серия моделирований в статическом режиме без использования данных полета. После практического обнаружения перечня вышеуказанных параметров можно будет переходить к серии моделирований с теоретически

рассчитанными данными полета, а в последствии по необходимости и с реальными полетными данными.

В результате теоретических расчетов и анализа статистических данных метод элементарного преобразования математической модели расчета навигационных параметров с использованием кватернионов показал свою эффективность на примере одной модели полета. Требуется продолжить исследования для получения результатов для разных моделей полета разных типов летательных аппаратов.

#### Литература

- [1] Точилев Л.С. Кризис и моделирующие стенды для изделий ракетно-космической техники: вопросы управления оптимизацией. // Труды секции 22 им. академика В. Н. Челомея XLIII Академических чтений по космонавтике, 2017. Вып. 5. С. 514–526.
- [2] Горбатенко С.А., Макашов Э.М., Полушкин Ю.Ф., Шефтель Л.В. Механика полета. М., 1969. 420 с.

## АППРОКСИМАЦИЯ ПРОИЗВОДНЫХ В КОМПЬЮТЕРНЫХ РЕШЕНИЯХ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ УРАВНЕНИЙ (ГАРМОНИЯ И ДИСГАРМОНИЯ)

**В.Г. Грудницкий**

vpk@npomash.ru, vgrudnitsky@gmail.com

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Предложены тождественные характеристические преобразования законов сохранения (ЗС) сплошной сжимаемой среды. Показано: фронты ударных волн и контактных разрывов удовлетворяют всем условиям характеристических поверхностей; установлен метод доказательства необходимого и достаточного условия устойчивости; полученные условия, в декартовой системе координат, обеспечивают монотонный характер профиля ударной волны. Проведены успешные расчеты реальных гиперзвуковых течений.*

Автор начал заниматься течениями с ударными волнами в начале шестидесятых годов. До середины девяностых специалистов травмировала проблема отсутствия продвижений в расчетах «сквозным» методом подвижных фронтов ударных волн. Достаточные условия устойчивости отсутствовали. В середине девяностых, эта проблема была нами решена с помощью тождественного, характеристического преобразования производных в уравнениях законов сохранения сплошной сжимаемой среды [1–3].

Основным тормозом оказались неудачные (шаблонные!) формулы производных: приращения потоков и функций отнесены к приращениям соответствующих независимых координат. Последние величины не являются, как говорят нотариусы, «родственниками» первой линии при установлении порядка в этой проблеме. Это замечание относится не только к задачам такого типа. При выборе типа производных, нужно оценивать характер, тип возможных поведений решений и максимально использовать блоки уравнений при выводе формул производных.

Связь между приращениями потоков и приращениями функций очевидна. Нами было предложено тождественное, квазилинейное, характеристическое разложение приращений потоков, к приращениям функций ... Разность значений потока до и после волны, разбита на много (неограниченно много) отдельных разностей. Затем каждая разность потока делится (и умножается) на соответствующую ей разность функций. Частные этого деления получили размерности скоростей. Каждая такая скорость умножается на соответствующий ей скачок функции. Получается квазилинейная форма всех уравнений. Нужно убедиться в том, что скорости отдельных скачков во всех урав-

нениях совпадают. Каждое уравнение системы ЗС переносит скачок своего параметра. Если скорости в разных уравнениях (ЗС) будут отличаться то ударная, или другая волна не состоится, а расплывется. Это простое и убедительное объяснение. Автору, спустя два-три года один начитанный специалист сообщил, что есть такая теорема Галилея.

Итак, размерность коэффициентов у слагаемых во всех уравнениях системы ЗС стала одинаковой., это характеристические скорости, совпадающие для каждого элемента (скачка) течения, и для всех уравнений (ЗС). Это обстоятельство позволяет получить достаточные условия устойчивости и расширяет возможности по преобразованию системы законов сохранения.

В случае нестационарного одномерного течения (многомерные течения описать без формул и рисунков сложно) достаточно в точке разрыва параметров течения произвести распад произвольного разрыва. Веер разрежения, если он есть в распаде, не обязательно вычислять детально. Достаточно установить направления его крайних характеристик. На другой стороне веера распада, необходимо установить направление крайней характеристики. Веер возмущений (направлений характеристик) не должен выходить за границы расчетной ячейки. Могут быть и другие варианты расположения точек распада. При усреднении решения, полученного на верхней границе ячейки, есть отрезок на части ее длины, на котором есть возмущения, от распада на нижнем основании. Для установления среднего значения, необходимо разделить интеграл от решения на верхней границе плюс значения в ее точках, на которые оно не попало, на длину интервала. При этом усреднение решения коэффициенты при возмущениях наверху уменьшатся, так как произведено на всю длину границы. Тем самым решение блокируется от роста осцилляций.

Необходимое и достаточное условие устойчивости (в декартовой системе координат, монотонности) сквозного расчета получено для течений с подвижными ударными волнами и другими разрывами. По такой методике были проведены расчеты реальных гиперзвуковых, разрывных течений высокой точности. Они получили высокую оценку специалистов.

#### Литература

- [1] Грудницкий В.Г. Обобщенные характеристики для системы уравнений Эйлера и их применение к конструированию численных схем // Математическое моделирование. 1993. Т. 4, № 12.
- [2] Грудницкий В.Г. Достаточное условие устойчивости при явном построении разрывных решений системы уравнений Эйлера // Доклады Академии наук. 1998. Т. 362.
- [3] Grudnitsky V.G. Sufficient conditions of stability for discontinuous solutions of the Euler equations // Computational Fluid Dynamics Journal. 2001. Vol. 10, no 2.

## СУПЕРПОКАЗАТЕЛЬНЫЕ $X^*$ (СП) ФУНКЦИИ И ГАРМОНИЯ ПРОИЗВОДНЫХ

В.Г. Грудницкий

vpk@npomash.ru, vgrudnitsky@gmail.com

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Дан пример превращения задачи с технически сложным решением в более простую проблему, оптимальной заменой типа производной. Такие ситуации встречаются в расчетах ядерных, химических реакций (обыкновенные дифференциальные уравнения) из-за резкого роста результата, при смене характера процесса. Основные достоинства предлагаемого метода: высокая точность, большие допустимые по точности шаги [1,2].*

Все арифметические операции можно разделить на три уровня. На каждом из двух первых уровней две операции, объединения и сравнения: на первом, сложение и вычитание, на втором, умножение и деление. На третьем уровне операции имеют другое толкование: это возведение в степень (в том числе, меньшую единицы) и логарифмирование.

Возведение в степень дополняет умножение. Логарифмирование, кроме операции, обратной возведению в степень, имеет дополнительную функцию. Оно позволяет понизить уровень арифметических операций на единицу: второй уровень переходит в первый, а третий во второй. Это важная функция логарифма позволяет связать операции разных уровней, включением одной стандартной функции (логарифмирования).

По идее создателя математического анализа (И. Ньютона), производные должны характеризовать количественную связь между значениями функций, взятыми в соседних точках пространства или времени, с использованием их приращений при переходе от одной точки к другой. Определение формул производных сводится, обычно, к делению приращений искомых функций на приращения независимых координат. Представляется, что приращения независимых координат, сами по себе, не определяют особенности поведения решения. В уравнения, как правило, входят другие, более сложные слагаемые, которые по существу, определяют эволюцию искомых функций. Сравнить, по мнению автора, нужно напрямую определяющие друг друга величины, как правило, входящие в запись уравнений. Другими словами, нужно конструировать формулы производных, максимально используя определяющие элементы уравнений, приращения независимых аргументов к ним не относятся.

По мнению автора, при взятии производных от СП функций, и не только от них, необходимо адекватно поднимать, изменять арифметику в формуле производной так, чтобы операции при их взятии соответствовали по уровню арифметике самих функций. Логично, поднимать уровень всех операций производной, например, при взятии производной от СП функции  $X^x$ , на единицу.

В разложении по Тейлору каждая (обычная) производная поднимает темп роста (убывания) приближаемой функции примерно на один порядок, в то время как СП функция растет с темпом роста  $X^x$ . Это означает ее доминирующий рост по отношению к Тейлору для значений  $x$  больших, например, трех. По этой причине использовать стандартные производные нет смысла.

Можно поднять в формуле стандартной производной все операции на единицу вверх, или логарифмировать саму СП функцию, чтобы понизить уровень ее арифметики на единицу. Второй путь неосуществим из-за стремительного роста количества операций в производных. Нами избран первый, с делением, а не вычитанием значений СП функции в близких точках; возведением этого отношения в степень с показателем степени и расстоянием между этими точками, стремящимися к нулю, предел  $(1^\infty)$ . Такой предел часто дает в итоге степени  $e$ .

В итоге вместо огромных формул получается производная в виде линейной функции, с наклоном  $e$ . Такую производную иногда называют логарифмической, из-за ее предела, хотя это не совсем верно. Такой подход снимает проблему разнотемпов роста дифференцируемой функции и ее приращений на каждом шаге. Это происходит потому, что этим занимается новая производная, определяемая не разностью соседних значений функции, а их отношением. Значение дифференциала функции вычисляется не умножением обычной производной на шаг расчетной сетки и прибавлением его к предыдущему значению, а соответственно, возведением дифференциала в степень с показателем равным величине шага расчетной сетки. Затем полученный дифференциал умножается на предшествующее значение функции, а не прибавляется к нему. Стандартный процесс заменяется десятком умножений и делений на каждом шагу и никакого накопления ошибок. Получается экономное диф-

ференцирование. Так для тестового вычисления функции  $X^x$  в интервале (1; 20) было затрачено двадцать шагов, с использованием на каждом только первого дифференциала. При относительной погрешности в конечной точке 3,8 %. Сравнительный расчет по методу Рунге-Кутты с финальным шагом 0,02 дал относительную ошибку в тысячу раз (три порядка ниже), что вполне естественно.

Экономия по затратам операций (и времени) при указанном расчетном интервале исчисляется сотнями раз.

Главное достоинство метода: малое количество операций на каждом шагу, малое количество больших шагов (что позволяет делать высокая точность).

#### Литература

- [1] Грудницкий В.Г. Гармония арифметики производных и суперпоказательные функции // Матер. XII Междунар. конф. по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли. 2018.
- [2] Грудницкий В.Г., Ильин А. Гармония производных. Результаты вычислений // Матер. XII Междунар. конф. по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли. 2018.

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА ФРАГМЕНТОВ КОСТРУКЦИЙ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

**В.И. Томак**<sup>1</sup>

**Д.А. Ягодников**<sup>1</sup>

**А.В. Жаворонков**<sup>2</sup>

**А.Ф. Макаров**<sup>2</sup>

mgtu-e14@mail.ru

mgtu-e14@mail.ru

raduga@dubna.ru

raduga@dubna.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup> АО «ГосМКБ «Радуга» им. А.Я. Березняка»

*Рассмотрены подходы при проектировании и создании испытательного стенда для отработки материалов и элементов конструкции высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА) на режимах, имитирующих натурные условия эксплуатации. Представлены результаты испытаний фрагментов изделия.*

В настоящее время характеристики вновь создаваемых изделий ракетно-космической техники стараются довести до максимальных значений. Это приводит к необходимости изготовления узлов и элементов конструкций из материалов с высокими прочностными характеристиками при их работе в условиях воздействия высокоскоростных и высокотемпературных газовых потоков. В связи с этим возникла необходимость проведения испытаний на режимах, имитирующих натурные условия эксплуатации, что в конечном итоге приводит к необходимости создания специализированных экспериментальных испытательных стендов, специального стендового оборудования и методик проведения экспериментов.

Для внешнего обдува образцов чаще всего используются стендовые установки типа аэродинамической трубы с электрическим, либо рекуперативными подогревом воздуха. Создание подобных установок и, впоследствии, проведение на них испытаний, сопровождаются значительными энергозатратами, что в свою очередь делает такие испытания экономически затратными, а в некоторых случаях и нецелесообразными. Более эффективным способом испытаний образцов элементов конструкции ЛА является обдув образцов потоком продуктов сгорания, выходящим из сопла газоген-

нератора, где заданная температура потока реализуется при горении компонентов топлива в камере сгорания газогенератора. Газодинамические расчеты показывают, что поток на срезе сопла по всему сечению имеет равномерные эпюры распределения скорости и температуры что, в свою очередь, говорит о допустимости применения данной методики испытаний.

Созданный в МГТУ им. Н.Э. Баумана испытательный стенд состоит из газогенератора высокого давления (достигает 20 МПа), работающего на компонентах топлива воздух — керосин, систем подачи воздуха и керосина на стенд, систем измерения и управления, смонтированных на базе измерительного комплекса МС-036 разработки НПП «Мера», а также системы ввода образца в высокоскоростной поток продуктов сгорания (ПС) после выхода газогенератора на стабильный заранее заданный режим работы.

С целью получения высоких скоростей газового потока газогенератор оснащен соплом Лавала с расширяющейся частью для имитации параметров рабочего тела в соответствии с высотой и скоростью движения ЛА. Изменяя геометрическую степень расширения сопла, представляется возможным получить на срезе сопла заранее заданную скорость рабочего тела. Статическое давление в зависимости от степени расширения сопла и уровня давления ПС в КС ГГ можно получить ниже атмосферного, скоростной напор порядка 10 МПа.

Для проведения длительных испытаний продолжительностью (300...500) с стендовый комплекс имеет баллонную батарею воздуха высокого давления — 58 баллонов емкостью 400 л с максимально допустимым давлением 30 МПа. Максимальный расход воздуха, подаваемый в камеру сгорания газогенератора высокого давления до 10 кг/с. Запуск газогенератора производится от пускового газогенератора, работающего на тех же компонентах топлива, что и основной газогенератор. Запуск пускового газогенератора осуществляется от электроискровой свечи. Измерение расхода воздуха осуществляется с помощью измерительной диафрагмы и регистрации перепада давления на ней. Измерение расхода керосина осуществляется с помощью турбинных датчиков расхода. Температура поверхности испытываемого образца регистрируется с помощью двухлучевого пирометра Sensor Metis M322 и тепловизора Luma Sense Technologies MCS640 со скоростью до 60 изображений в секунду. Наблюдение и видеорегистрация хода испытаний осуществляется с помощью двух видеокамер Hikvision DS-2CD2822F(B), установленных в разных ракурсах.

Предварительно перед экспериментальными исследованиями проводились термо-газодинамические расчеты характеристик потока продуктов сгорания для настройки пневмогидравлической системы экспериментальной установки и стенда на заданный режим работы.

Эксперимент начинается с проведения отладочного испытания для определения соответствия условий проведения эксперимента расчетным. Ввод образца элемента конструкции в поток ПС осуществляется после выхода газогенератора на заданный режим работы с помощью механического коромысла с гидроприводом.

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

Проведены испытания передних кромок ЛА из металлических и неметаллических материалов. При испытаниях воспроизводилась температура торможения потока, скоростной напор и скорость в течение заданного времени. Исследовалась стойкость металлических и композиционных фрагментов при комбинированном воздействии температуры и скоростного напора воздушного потока.

## СОЗДАНИЕ РАСЧЕТНОЙ МОДЕЛИ УПРУГО-МАССОВОЙ КОНСТРУКЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АПАРАТА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ МОДАЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЙ

**С.Ю. Мензульский**  
**Р.В. Бура**

s\_menz@mail.ru  
rayaalter500@gmail.com

АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение»

*С использованием конечно-элементного моделирования построены упруго-массовая и аэродинамическая модели перспективного изделия. Определены и идентифицированы параметры динамической модели с учетом результатов модальных испытаний упругого изделия. Решена задача флаттера. Определены передаточные функции упругого летательного аппарата (ЛА) с учетом влияния обтекающего потока.*

В процессе проектирования и разработки перспективных летательных аппаратов возникает необходимость верификации расчетных моделей и формирования передаточных функций упругого изделия, которые в дальнейшем позволяют исследовать аэроупругую устойчивость ЛА при воздействии аэродинамических нагрузок в полетных условиях.

Для решения задачи аэроупругой устойчивости разработаны схематизированные упруго-массовая и аэродинамическая модели ЛА. По сформированной в распространенной системе конечно-элементного моделирования упруго-массовой модели перспективного изделия определены и идентифицированы параметры динамической модели с учетом результатов модальных испытаний упругого изделия [1, 2]. Наибольшее влияние на аэроупругую устойчивость оказывают частоты и формы низших тонов собственных колебаний ЛА, характеристики которых необходимы для уточнения расчетной динамической модели.

По созданной модели проведены расчетные исследования динамических аэроупругих характеристик (флаттера), подтвержденные по результатам летных испытаний.

Определены передаточные функции упругого ЛА с учетом влияния обтекающего потока. Сформированные передаточные функции использованы в процессе синтеза [3] системы управления ЛА.

### Литература

- [1] Нарижный А.Г., Смыслов В.И., Сычев С.И. Исследование аэроупругой устойчивости летательного аппарата крестообразной схемы // Ученые записки ЦАГИ. 2013. Т. XLIV, № 6. С. 116–134.
- [2] Карклэ П.Г., Смыслов В.И. Модальные испытания летательных аппаратов и воспроизведение силовых воздействий. М.: Техносфера, 2017.
- [3] Парафесь С.Г., Смыслов В.И. Проектирование конструкции и САУ БПЛА с учетом аэроупругости. М.: Техносфера, 2018.

## МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАДИАЦИОННО-ИНДУЦИРОВАННЫХ ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКИХ ЭФФЕКТОВ В ГЕТЕРОГЕННЫХ МАТЕРИАЛАХ

**М.А. Алексеев**<sup>1</sup>

liu\_roach@mail.ru

**А.В. Березин**<sup>1</sup>

**Ф.Н. Воронин**<sup>1</sup>

**В.А. Егорова**<sup>1</sup>

**М.Е. Жуковский**<sup>1</sup>

**Д.А. Жуков**<sup>2</sup>

usermath@mail.ru

**В.И. Крайнюков**<sup>2</sup>

usermath@mail.ru

**М.Б. Марков**<sup>1</sup>

**Е.Б. Савенков**<sup>1</sup>

**И.А. Тараканов**<sup>1</sup>

<sup>1</sup> ФГУ «ФИЦ «Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН»

<sup>2</sup> АО «ВПК» НПО машиностроения»

*Разработан подход к компьютерному моделированию радиационно-индуцированных термомеханических эффектов в гетерогенных материалах пористого типа и материалов с микроструктурными включениями (вещества замкнуто-ячеистой структуры). Построена физико-геометрическая модель гетерогенных сред с прямым учетом их микроструктуры. Создан алгоритм расчета исходных данных для моделирования радиационно-индуцированных термомеханических эффектов. Представлены результаты моделирования термомеханического воздействия потока фотонов солнечного излучения на модельный образец гетерогенной структуры.*

Современные конструкционные материалы должны выдерживать нагрузки различной природы в условиях комплексных физических воздействий, в частности, при эксплуатации в полях ионизирующих излучений. Проблема создания таких материалов, обладающих заданным набором свойств, обеспечивающих их устойчивость к воздействию внешнего ионизирующего излучения и генерируемых им вторичных термомеханических, электромагнитных и других эффектов является важной задачей. Одним из распространенных способов решения этой задачи является использование композиционных материалов со специально подобранной геометрической структурой, композиционным и фазовым составом.

Простейшим примером таких материалов, широко применяемым на практике, являются пористые материалы. В частности, они широко используются в машиностроении, теплоэнергетике, ракетной, авиационной, химической и других отраслях промышленности и способны выдерживать требуемые прочностные, теплофизические, гидравлические, технологические свойства и способны работать при высоких температурах и давлениях. Такие материалы применяют в системах теплозащиты ракетных двигателей, их используют для создания оболочек турбинных лопаток парогазовых установок и газотурбинных двигателей.

Основной задачей при создании нового материала является задача определения и оптимизации его гидравлических, теплофизических, механических и других свойств в зависимости от геометрической структуры материала, свойств его фаз и их компонентного состава. Для ее решения могут применяться различные методы.

Оптимальный вариант технологии изготовления изделия с заданными свойствами выбирают на основе анализа, проведенного с помощью математического моделирования. В частности, применяют структурно-имитационное моделирование, в результате которого устанавливают взаимосвязи между исходным строением струк-

турообразующих элементов и уровнем гидравлических, теплофизических, механических и технологических свойств изделий.

В настоящее время основной принцип моделирования свойств пористых материалов заключается в том, что реальный материал со сложной неоднородной структурой заменяют более простой геометрической и физической моделью, доступной для элементарного математического описания. При таком упрощении игнорируются многие особенности пористой структуры материала — результирующая модель содержит только главные определяющие черты пористого тела и описывает его свойства на пространственных масштабах, существенно больших масштабов микронеоднородностей. Такие модели не пригодны для анализа процессов, протекающих в масштабе пространственных неоднородностей материала (разрушение или заполнение пор композита, электрический пробой и ряд других). Вместе с тем, даже при известной макроскопической физико-математической модели протекающих в материале процессов, определение параметров этих моделей представляет собой сложную задачу.

В связи с этим представляется актуальной задача разработки комплексных методик определения свойств и математического моделирования поведения композиционных материалов, в том числе, пористых с прямым разрешением их микроструктуры. Разработка таких методик требует комплексного решения целого ряда частных задач, начиная с задачи описания или моделирования микроструктуры материала и заканчивая разработкой вычислительных методик (математических моделей, вычислительных алгоритмов и их программной реализации) для расчета динамики требуемых физических полей с прямым разрешением микроструктуры среды.

Адекватное математическое моделирование распространения излучения и генерация вторичных термомеханических эффектов в материале пористого типа возможно только с прямым учетом его структуры на микроуровне, поскольку именно сложная геометрическая структура вещества обеспечивает стойкость и сохранение его свойств в условиях комплексного воздействия ионизирующего излучения.

Разработан подход к компьютерному моделированию радиационно-индуцированных термомеханических эффектов в гетерогенных материалах пористого типа и материалов с микроструктурными включениями (вещества замкнуто-ячеистой структуры). Построена физико-геометрическая модель гетерогенных сред с прямым учетом их микроструктуры. Создан алгоритм расчета исходных данных для моделирования радиационно-индуцированных термомеханических эффектов. Алгоритм основан на многомерной аппроксимации результатов моделирования взаимодействия излучения с веществом на разностную сетку, предназначенную для решения уравнений термодинамики. В качестве метода аппроксимации применяется модель нелинейной регрессии и технология нейронных сетей.

Проведение вычислительного эксперимента для исследования радиационно-индуцированных термомеханических эффектов подразумевает математическое моделирование следующих взаимосвязанных эффектов:

- развитие фотон-электронного каскада, приводящее к энерговыделению в веществе объекта;
- генерация и развитие вторичных радиационно-индуцированных термодинамических и термомеханических процессов;

Исследования взаимодействия излучения с веществом и возникновение вторичных эффектов проводят с применением различных физико-математических моделей и вычислительных алгоритмов, а также разных дискретных геометрических описаний объекта и расчетной области. При моделировании развития фотон-электронного каскада облучаемые объекты описываются с помощью граничных поверхностей (оболочек), ограничивающих гомогенные составляющие объекта, а в качестве регистрирующей системы используется, как правило, совокупность равномерно распределенных детек-

торов различной формы, в которых рассчитываются функционалы на пространстве решений уравнения переноса. Термодинамические и термомеханические процессы моделируют на прямоугольных пространственных декартовых разностных сетках.

Рассмотрена модель термомеханических эффектов, основанная на уравнениях газовой динамики для сильно неоднородной среды. Для численного решения уравнений использовалась консервативная разностная схема Годунова–Колгана. Представлены результаты моделирования термомеханического воздействия потока фотонов солнечного излучения на модельный образец гетерогенной структуры.

## КОМПЛЕКС ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА МЕХАНИЧЕСКИЙ ИМПУЛЬС ДАВЛЕНИЯ

**Д.Я. Боталов**  
**А.А. Чепрунов**

fgu12tsnii@mil.ru  
fgu12tsnii@mil.ru

ФГКУ «12 ЦНИИ» Минобороны России

*Приводится обеспечение испытаний конструкций летательных аппаратов на действие интенсивных импульсных нагрузок, создаваемых взрывом.*

Развитие современной аэрокосмической техники и создание конструкций летательных аппаратов (ЛА), работающих в условиях воздействия импульсных нагрузок разной интенсивности и длительности, потребовало создания экспериментальных установок, позволяющих проводить испытания конструкционных материалов, моделей и целых конструкций на воздействие механического импульса давления. Одним из технических решений, позволяющим создавать сравнительно недорогие и малогабаритные установки, обладающие большой энергоемкостью, является применение взрывчатых веществ (ВВ). Большая энергоемкость взрывных генераторов позволяет получать параметры нагружающих импульсов, практически не достижимых при использовании механических испытательных устройств, при этом обеспечивается еще одно важное требование — выполнение точной синхронизации момента нагружения образцов с процессами измерения отклика на нагружение. Непосредственное воздействие детонационной волны на элементы конструкции ЛА приводит к их разрушению, так как давление в образующихся ударных волнах значительно превышает динамическую прочность конструкционных материалов. Поэтому одной из задач при создании установок взрывного типа является «растяжка» импульса во времени: снижение давления на фронте волны и увеличение длительности импульса.

Испытательный комплекс предназначен для обеспечения наземной отработки ЛА на стойкость к действию взрыва, импульсного излучения внешнего источника с использованием взрывных генераторов импульсного давления из листового ВВ. Для экспериментального определения последствий действия механического импульса давления на конструкции ЛА разработан набор газодинамических (взрывных) устройств, воспроизводящих механические нагрузки в широком диапазоне интенсивностей и длительностей воздействий. Комплекс оснащен многоканальной автоматизированной системой измерения параметров нагрузки, обеспечивающей одновременную регистрацию измерительной информации от датчиков давления в широком амплитудно-временном диапазоне и синхронизацию процессов нагружения и измерения. Датчики давления могут устанавливаться непосредственно на поверхность испытываемого объекта и внутрь многослойных пакетов испытываемых конструкций ЛА. Новизна

комплекса взрывного нагружения состоит в разработке уникального оборудования, современного методического обеспечения, обосновании метода экспериментально-воспроизведения сверхмалого механического импульса давления на образцы ЛА в штатном снаряжении и подтверждена 15 авторскими свидетельствами и патентами на изобретения. Предлагаемые технические решения превосходят лучшие зарубежные аналоги по применяемым взрывным схемам инициирования площадных зарядов взрывчатого вещества ВВ для получения распределенного профиля ударной волны на поверхности преграды и высокой одновременности приложения нагрузки в различных точках испытываемых конструкций. Взрывные генераторы состоят из секций различной мощности взрыва для нагружения элементов конструкций разными по величине импульсами давления. Для создания сверхнизких импульсов давления впервые предложено использование ленточного заряда ВВ, расположенного на полиэтиленовых трубках и равноудаленного от поверхности нагружаемой конструкции. Огневые испытания ракетных двигателей ЛА дорогие и уникальные, поэтому разработаны стендовые двигатели с моделированием их полетных условий и одновременным воспроизведением механического импульса давления. Большинство разработок направлены на решение важных прикладных задач и использовались в уникальных испытаниях работающих ракетных двигателей к действию боковой импульсной нагрузки, что обеспечило значительную экономию финансовых и материальных ресурсов для проведения экспериментальной отработки новых образцов ЛА. С использованием комплекса наземных испытаний ЛА определены зависимости параметров реакции конструкций (моделей, полномасштабных элементов) от параметров взрывной волны. Разработанные методики реализованы при создании средств защиты элементов ракетных двигателей из композиционных материалов. Комплекс на международном салоне изобретений и инновационных технологий «Архимед-2017» (Сокольники, май 2017 г.) награжден специальным призом «Лучшее изобретение в интересах аэрокосмической отрасли». Разработка имеет межотраслевое значение и готова к использованию при проведении испытаний натуральных образцов ЛА на стойкость к механическому импульсу давления. Опыт работы с взрывными генераторами свидетельствуют о широких возможностях их применения в различных областях науки и техники.

## **МОДЕРНИЗАЦИЯ ОБЪЕКТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ПУТЕМ ПОВЫШЕНИЯ ТЕРМОЭМИССИОННОЙ СПОСОБНОСТИ ВНЕШНИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ИХ ТЕРМОНАПРЯЖЕННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ**

**В.А. Керножицкий**

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

**А.В. Колычев**

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

**А. Усаченко**

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

*Предлагается любые элементы ракетно-космической техники, например, носовые части, передние кромки, элементы двигательных установок можно модернизировать путем увеличения их термоэмиссионной способности за счет нанесения специального покрытия.*

В настоящее время актуальным является разработка и создание объектов ракетно-космической техники (РКТ), в том числе многоразового применения. В качестве примера можно привести разрабатываемая в РФ возвращаемая первая ступень самолетного типа.

Одной из основных проблем обеспечения многоразового применения является интенсивный аэродинамический нагрев, приводящий к потере изменению прочностных свойств конструкции, возникновению больших температурных напряжений и деформаций, а также частичное термохимическое разрушение поверхностей элементов РКТ.

Решением может явиться применение термозмиссионных методов тепловой защиты, разрабатываемых в БГТУ. На данной основе любые элементы РКТ, например, носовые части, передник кромки, элементы двигательных установок можно модернизировать путем увеличения их термозмиссионной способности за счет нанесения специального покрытия. В этом случае, при нагреве с их поверхностей будут выходить электроны и забирать с собой большое количество тепла. Сильная зависимость электронного охлаждения от температуры позволит снизить температуру, а также температурные напряжения и деформации, уменьшить интенсивность термохимического разрушения этих поверхностей. На данной основе становится возможным упростить создание многоразовых конструкции изделий РКТ. Кроме того, при определенном обеспечении переноса электронов в менее нагретые части изделий РКТ в полете есть возможность получать в полете дополнительную электроэнергию.

Разработка защищена патентами. Причем один из патентов № 2573551 входит в список «100 лучших изобретений России 2015 года». Мировая новизна подтверждена публикациями как отечественных, так и зарубежных авторов.

## ЧАСТОТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ СОСТАВНОЙ ОБОЛОЧКИ, ЧАСТИЧНО ЗАПОЛНЕННОЙ ЖИДКОСТЬЮ

**В.А. Грибков**<sup>1</sup>

zenit-ab@mail.ru

**А.Э. Жашуев**<sup>1</sup>

**И.Н. Полубарьев**<sup>1</sup>

**Р.К. Хамидуллин**<sup>2</sup>

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup> АО «ВПК»НПО машиностроения»

*Выполнены частотные испытания составного тонкостенного упругого осесимметричного бака, частично заполненного жидкостью. С использованием метода модального анализа отклика на ударное возбуждение конструкции получены собственные частоты и формы гидроупругих неосесимметричных колебаний бака с количеством волн по окружной координате оболочки от двух до девяти для шести уровней заполнения. Отмечено хорошее согласование экспериментальных и расчетных результатов.*

Решение задачи устойчивости движения летательного аппарата на жидком топливе основывается на расчетных динамических моделях, учитывающих подвижность жидкого топлива в баках [1–3].

Целью данной работы является экспериментальное исследование собственных динамических характеристик бака заполненного жидкостью.

Объект частотных испытаний — осесимметричная конструкция, состоящая из двух сегментов: усеченной конической оболочки, сужающейся к свободной поверхности и плоского днища. Перед проведением частотных испытаний объект испытаний устанавливался на упругое основание, обеспечивающее выполнение граничного условия «свободная незакрепленная модель».

Испытания проводились при шести различных уровнях заполнения модели водой. Уровни измерялись по высоте (по вертикали) и относились к уровню полного

заполнения — заполнению до свободной поверхности на верхнем (открытом) торце конической оболочки.

Модальный анализ гидроупругих колебаний конструкции проводился методом ударного возбуждения. Колебания возбуждались приложенной силой — с помощью молотка для модальных испытаний с датчиком силы в головной части. Измерение колебаний осуществлялось 17 миниатюрными акселерометрами, расположенными с равным шагом по дуге полуокружности конической части модели на половине высоты конической части.

Использованный ударный метод частотных испытаний основан на аппаратном выделении собственных динамических характеристик из спектра объекта испытаний.

Сбор и анализ данных осуществлялся при помощи установки LMS Scadas с программным обеспечением LMS Test.Lab.

Для каждого из уровней заполнения определены собственные частоты и собственные формы колебаний низшего меридионального тона с числом волн по параллели оболочки от 2 до 9. Результаты испытаний представлены в табличной и графической формах.

Выполнено сопоставление экспериментальных результатов с расчетными, полученными с использованием двух численных методик. Первая методика основана на векторно-матричном методе возмущений, вторая — на методе конечных элементов. Использовались двумерная и трехмерная модели жидкости [4]. Расхождение расчетных и экспериментальных собственных частот — незначительное.

#### Литература

- [1] Горшков А.Г., Морозов В.И., Пономарев А.Т., Шклярчук Ф.Н. Аэрогидроупругость конструкций. М.: Физматлит, 2000. 592 с.
- [2] Шмаков В.П. Избранные труды по гидроупругости и динамике упругих конструкций. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. 287 с.
- [3] Грибков В.А., Хохлов А.О. Определение динамических характеристик многосвязной маятниковой системы с сопоставлением расчетных и экспериментальных результатов // Наука и образование: научное издание. 2015. № 09. С. 352–375. DOI: 10.7463/0915.0789404
- [4] Грибков В.А., Адаменко Р.А. Двумерная модель жидкости для расчета собственных частот колебаний осесимметричных гидрооболочечных систем // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. Вып. 3. DOI: 10.18698/2308-6033-2017-3-1593 (

## РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ УСТОЙЧИВОСТИ ОБРАЩЕННЫХ СТАБИЛИЗИРУЕМЫХ N-ЗВЕННЫХ МАЯТНИКОВ (ЛИНЕЙНАЯ И НЕЛИНЕЙНАЯ СИСТЕМЫ)

В.А. Грибков<sup>1</sup>

zenit-ab@mail.ru

Я.Д. Гордин<sup>2</sup>

А.О. Хохлов<sup>3</sup>

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup> АО «ВПК «НПО машиностроения»

<sup>3</sup> ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

*Рассмотрены методики решения линейной и нелинейной задач устойчивости обращенного положения относительно равновесия N-звенных маятниковых систем. Маятники стабилизированы гармоническими колебаниями оси подвеса. Границы области устойчивости нелинейных систем определены методом фазового пространства. Ре-*

*результаты вычислительного эксперимента получили подтверждение на динамической модели построенной в Simulink пакета MATLAB.*

Проанализированы известные методики решения линейной и нелинейной задач устойчивости обращенных маятниковых систем с  $N$ -звеньями. Маятники стабилизируются в вертикальном обращенном положении гармоническими колебаниями оси подвеса. Выполнено сравнение эффективности восьми методик определения граничных линий области устойчивости  $N$ -маятников в линейной постановке (A. Stephenson, Н.Н. Боголюбов, П.Л. Капица, S. Otterbein, D.J. Acheson, С.В. Челомей, G. Floquet, В.А. Грибков—А.О. Хохлов).

Расчетные результаты получены для одинарного, двойного и тройного плоских маятников. Параметры маятников приведены в [1]. Краткая характеристика методик расчета содержится в [2]. Решение задачи устойчивости для нелинейных систем выполнено с использованием вычислительного эксперимента. Границы области устойчивости, нижняя (квазистатическая) и верхняя (динамическая), определены по предельному циклу на фазовом портрете, отображением Пуанкаре.

Полученные в вычислительном эксперименте результаты сопоставлены с результатами расчета маятниковой системы в приложении Simulink пакета прикладных программ MATLAB [3].

#### Литература

- [1] Грибков В.А., Хохлов А.О. Устойчивость тройного инвертированного физического маятника из статьи академика В.Н. Челомея 1983 г. // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. 2015. № 6. С. 33–49. DOI: 10.18698/0236-3941-2015-6-33-49
- [2] Грибков В.А., Хохлов А.О. Эффективность методик решения задачи устойчивости обращенных стабилизируемых маятниковых систем // Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред: матер. XXIII Междунар. симп. им. А.Г. Горшкова. Т. 1. М.: ООО «ТРП», 2017. С. 67–69.
- [3] Дьяконов В.П. MATLAB. Полный самоучитель. М.: ДМК Пресс, 2012. 768 с.

## ИССЛЕДОВАНИЕ КИНЕМАТИКИ МИНИАТЮРНЫХ КОЛЕБАТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ ПЕРЕВОДОМ ВИДЕОЗАПИСИ ЭКСПЕРИМЕНТА В ЧИСЛОВЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ ЗВЕНЬЕВ

**В.А. Грибков**<sup>1</sup>

zenit-ab@mail.ru

**Я.Д. Гордин**<sup>2</sup>

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup> АО«ВПК«НПО машиностроения»

*Проанализированы особенности трансформации видеозаписи динамических испытаний миниатюрных колебательных систем (маятниковых систем) в количественный формат. Перевод видеофайла в числовые данные выполнен на компьютере методом обработки потоковой информации доступными программными средствами. При использовании данного подхода отпадает необходимость в измерительных преобразователях (датчиках вибрации), устанавливаемых на объект испытаний.*

Маятниковые модели — объект экспериментальных исследований с особыми, специфическими свойствами [1, 2]. При исследовании колебаний и устойчивости обра-

щенного стабилизируемого положения маятника основным ограничением, накладываемым на модель, являются минимальные размеры и минимальные инерционные характеристики. Увеличение размеров и инерционных характеристик приводит к снижению собственных частот маятника и соответственно возрастанию необходимых для стабилизации обращенного положения параметров стабилизирующей вибрации (амплитуды и частоты). Параметры вибрации для стабилизации габаритного маятника оказываются за пределами реально достижимых на имеющихся средствах возбуждения колебаний.

Миниатюрная маятниковая колебательная система требует использования при испытаниях бесконтактных средств измерений. Датчики вибрации, массой от нескольких грамм до нескольких десятков грамм, которые возможно установить на объект испытаний, искажают результаты измерений.

В данной работе для исследования кинематики миниатюрных колебательных систем (маятниковых систем) использована видеосъемка. В роли датчика перемещений в этом случае выступает опознавательный знак (метка) на поверхности звена колебательной системы [3] или непосредственно само звено объекта испытаний, выделенное как фрагмент на видеокadre.

Обработка экспериментальных видеоданных выполнена в пакете прикладных программ MATLAB с помощью стандартных классов системных объектов (System object). Методы обработки потоковой информации в MATLAB основаны на кадровом анализе видеозаписи эксперимента. На каждом кадре, на основе нормированной перекрестной кросс-корреляции [4], произведена регистрация фрагмента с маркером и определены координаты его геометрического центра. В результате, получена совокупность числовых значений перемещений звена маятника как функция времени. Через перемещения найдены динамические характеристики (собственные частоты и формы колебаний). Выработаны требования к режимам записи видеофайла. Сформулированы ограничения, накладываемые на обрабатываемый результат. Определены критерии распознавания меток (бесконтактных датчиков перемещения) в кадре. Выполнена оценка погрешности обработки экспериментальных результатов.

С использованием указанной методики, основанной на обработке видеозаписи эксперимента, получены кинематические и динамические характеристики нескольких объектов испытаний — маятниковых систем. Однако, данная методика применима и к произвольным колебательным системам, в первую очередь, обладающих малой массой и размерами.

#### Литература

- [1] Грибков В.А., Хохлов А.О. Устойчивость тройного инвертированного физического маятника из статьи академика В.Н. Челомея 1983 г. // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. 2015. № 6. С. 33–49. DOI: 10.18698/0236-3941-2015-6-33-49
- [2] Грибков В.А., Хохлов А.О. Прием, упрощающий решение задачи устойчивости параметрически стабилизируемых статически неустойчивых маятниковых систем // Известия вузов. Машиностроение. 2015. № 11. С. 29–38. DOI: 10.18698/0536-1044-2015-11-29-38
- [3] Aguilar J.J., Marcote C., Lee G., Suri B., Stabilising A Vertically Driven Inverted Pendulum. USA, 2011, 8 p. URL: [http://nldlab.gatech.edu/w/images/c/c9/Suri\\_Balachandra\\_NLD\\_final.pdf](http://nldlab.gatech.edu/w/images/c/c9/Suri_Balachandra_NLD_final.pdf) (accessed 8 oct 2018).
- [4] Lewis J.P. Fast Template Matching // Vision Interface. 1995. P. 120–123. URL: [http://www.scribblethink.org/Work/nvisionInterface/vi95\\_lewis.pdf](http://www.scribblethink.org/Work/nvisionInterface/vi95_lewis.pdf) (accessed 8 oct 2018).

## РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ КОНСТРУКЦИОННЫХ НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ В УСЛОВИЯХ НЕВЕСОМОСТИ

**А.С. Мелихов**  
**И.В. Истомин**

anatoly.melihov@gmail.com  
5248212@mail.ru

ФГБУ ВНИИПО МЧС России

*Представлены результаты исследований неметаллических конструкционных материалов в условиях невесомости. Исследования проводились в самолете-лаборатории, в наземных условиях и на орбитальной станции «Мир» в орбитальном полете. Получены фундаментальные данные, позволившие сформулировать физическую модель горения материалов в невесомости и разработать новую технологию по обеспечению пожарной безопасности в обитаемых гермоотсеках космических летательных аппаратов.*

Пожароопасные ситуации, имевшие место на ранней стадии развития космонавтики, поставили пожарную опасность в обитаемых гермоотсеках космических летательных аппаратов (КЛА) в число основных опасных факторов космического полета [1]. Это связано с тем, что атмосфера обитаемых гермоотсеков КЛА может быть обогащена кислородом при эксплуатации КЛА до 40 % (объемные), а с целью снижения массы космических аппаратов при создании оборудования, предназначенного для оснащения обитаемых гермоотсеков КЛА, используется большое количество неметаллических конструкционных материалов, большая часть из которых является горючей в обогащенной кислородом атмосфере.

В поисках новых технологий по обеспечению пожарной безопасности в обитаемых гермоотсеках КЛА проведены исследования процессов горения и тушения материалов с учетом влияния на эти процессы факторов космического полета. Особое внимание уделено исследованиям процессов в условиях невесомости. Исследования проводились в самолете-лаборатории и в наземных условиях — с помощью свободнопадающих контейнеров, а также с помощью устройства в виде плоского канала, в котором имитировались условия горения материалов в невесомости при земном ускорении силы тяжести. Были получены фундаментальные данные о процессах горения и тушения материалов в условиях невесомости [2].

С целью проверки достоверности полученных данных в 1996–1998 гг. российскими космонавтами по проектам российских ученых проведены исследования процессов горения и тушения материалов на орбитальной станции «Мир» в орбитальном полете. В результате исследований материалов с принципиально отличающимися физико-химическими и физико-механическими свойствами получены ранее не известные данные, имеющие важное практическое значение [3]. Обозначилась также важность научной направленности исследований процессов горения в невесомости.

Полученные экспериментальные данные используются при установлении справедливости численных моделей горения, разработанных в строгой постановке — без влияния на процесс горения естественной конвекции, а только с учетом взаимодействия вынужденно движущейся газовой окислительной среды с зоной горения материалов. Сформулированы физические модели процессов горения и тушения термически тонких и термически толстых элементов из конструкционных материалов, поясняющие взаимосвязь явлений и параметров в зоне горения материалов в невесомости.

Изучены предельные условия горения материалов с различными физико-химическими и физико-механическими свойствами, а также скорость распространения зоны горения по элементам из конструкционных материалов, скорость выгорания материалов, получены данные об эволюции формы пламени в условиях невесомости.

Обнаружены ранее неизвестные параметры горения материалов в условиях невесомости, введенные в качестве показателей пожарной опасности в практику разработки новых средств и способов, которые в настоящее время лежат в основе обеспечения пожарной безопасности в обитаемых гермоотсеках КЛА. Определены параметры горения в невесомости представителей всех классов полимерных материалов при концентрациях кислорода в атмосфере обитаемых гермоотсеков, лежащей в диапазоне от 21 до 40 %.

Установлено, что величина всех параметров диффузионного горения материалов в условиях невесомости определяется в основном величиной скорости движения газовой окислительной среды относительно зоны диффузионного горения указанных материалов. Изучен механизм потухания диффузионного пламени в невесомости. Расчетно-экспериментальным методом показано, что основным фактором, определяющим время потухания пламени в условиях невесомости при снижении скорости потока газовой среды ниже нижнего предела горения материала по скорости потока, является излучение тепла диффузионным пламенем. При этом излучение газовой фазы пламени играет несравненно меньшее значение в процессе потухания диффузионного пламени по сравнению с излучением тепла частицами сажи. Изучены закономерности процесса снижения во времени скорости вентиляционных потоков в обитаемых гермоотсеках КЛА, которое достигается за счет вязкостных сил при движении атмосферы.

На основе полученных данных разработаны ранее не известные технические решения по тушению загораний в обитаемых герметичных отсеках модулей КЛА с искусственной гравитацией, которая необходима для нормальной жизнедеятельности экипажей при длительных космических полетах, а также по управлению пожаротушением в обитаемых герметичных отсеках космических летательных аппаратов многоразового использования. Разработаны и реализованы на практике принципы создания автоматических систем пожаротушения, которыми оснащены в настоящее время обитаемые гермоотсеки модулей российского сегмента Международной космической станции.

#### Литература

- [1] Береговой Г.Т., Тищенко А.А., Шибанов Г.П., Ярополов В.И. Безопасность космических полетов. М.: Машиностроение, 1977. 263 с.
- [2] Мелихов А.С., Потякин В.И., Рыжов А.М., Иванов Б.А. О предельных режимах горения полимеров в отсутствие естественной конвекции // Физика горения и взрыва. 1983. № 4. С. 27–30.
- [3] Bolodian I.A., Meliklov A.S., Tanklevskiy L.T. Automatic fire-extinguishing system for inhabited pressurized compartments of manned spacecraft // Journal Acta Astronautica. June 2017. Vol. 135. P. 100–108.

## ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ ТУРБОНАСОСНЫХ АГРЕГАТОВ С МАЛЫМИ ЗАЗОРАМИ МЕЖДУ КОЛЕСОМ НАСОСА И КОРПУСОМ В СОСТАВЕ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

**Е.В. Осипов**  
**А.Ф. Ивашин**

evgeny.osipov@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения» — филиал КБ «Орион», Оренбург

*В результате выполненных исследований было установлено, что обеспечить малые зазоры между колесом насоса и корпусом турбонасосного агрегата (ТНА) с высокой точностью является сложной задачей, обусловленной сопоставимостью зазоров с осевыми*

*люфтами подшипников ротора. В тоже время, существующие проверки работоспособности ТНА не всегда способны выявить погрешности выставления зазоров. В работе разработана установка, обеспечивающая надежное выявление неточностей выставления зазоров и повышена надежность летательных аппаратов (ЛА) с этими агрегатами.*

В современных прямоточных воздушно-реактивных двигателях (ПВРД) и жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) применяется насосная подача топлива в камеру сгорания. Осуществляется данная подача топлива турбонасосным агрегатом. Главными требованиями, предъявляемыми к современному ТНА являются их высокая надежность, эффективность, компактность и минимальная масса. Часто данные требования противоречивы и требуют комплексного подхода для их учета, при создании ТНА. Так, для уменьшения массы ТНА и повышения компактности необходимо увеличивать удельную мощность агрегата, представляющую отношение вырабатываемой мощности (производительности, напора) к массе агрегата. Достичь увеличения удельной мощности возможно повышением частоты вращения ротора турбины, что приводит к возрастанию центробежной силы действующей на лопатки и диск турбины. В этом случае для надежной работы ТНА должны быть обеспечены запасы прочности конструкции, усилены требования к балансировке, снижен максимально допустимый дисбаланс ротора турбины. Для повышения эффективности ТНА требуется минимизировать зазоры между подвижными и неподвижными элементами агрегата: между лопатками ротора турбины и корпусом, лопатками колеса насоса и корпусом. Уменьшение радиального зазора между лопатками турбины и корпусом снизит перетечки воздуха над лопатками и потери энергии. В результате повысится коэффициент полезного действия (КПД) турбины и снимаемая мощность на валу. Аналогично, при уменьшении зазора между лопатками колеса насоса и корпусом уменьшатся перетечки топлива со стороны высокого давления за колесом насоса на сторону низкого давления перед ним. В результате будут улучшены основные характеристики ТНА — повышены расход и давление топлива за насосом. Однако уменьшение зазоров в обоих случаях снижает надежность ТНА, появляется риск касания подвижных элементов о неподвижные, что недопустимо, так как в случае касания неизбежно наступит разрушение агрегата и потеря ЛА, на котором данный агрегат установлен.

Настоящая работа посвящена решению проблемы повышения надежности ЛА с ТНА, имеющим малые зазоры между колесом насоса и корпусом. В современных ТНА обеспечить требуемые малые зазоры — задача сложная, так как эти зазоры по величине сопоставимы с осевыми люфтами радиально-упорных подшипников на которых ротор установлен в корпусе агрегата. В дополнение к этому, значительно усложняет задачу обеспечения требуемых зазоров между подвижными и неподвижными элементами ТНА тенденция к ухудшению качества поставляемых подшипников, результатом которой является увеличение осевых люфтов подшипников.

При сборке ТНА зазоры между колесом насоса и корпусом контролируются щупами по специальной методике, предусматривающей во время измерений выбор зазоров в сторону их уменьшения на величину осевого люфта подшипников. Вместе с этим, усилия действующие на подшипники и другие элементы в осевом направлении на разных режимах эксплуатации ТНА значительно выше прикладываемых усилий от руки, либо под собственным весом ротора при сборке. Данный фактор может вызвать существенную погрешность выставления зазоров, учитывая малость зазоров и значительные осевые люфты радиально-упорных подшипников.

Окончательная проверка каждого изготовленного ТНА выполняется на приемосдаточных испытаниях и здесь должна выявляться возможная неточность выставления зазоров в агрегате. Однако и здесь зазор, меньший минимально допустимой вели-

чины, может быть не выявлен. Испытания ТНА во время проверки работоспособности с целью сохранения ресурса агрегата проводятся на пониженных режимах, с частотой вращения ротора турбины равной примерно 50 % от максимальной частоты вращения. В этом случае осевое усилие действующее на подшипники и другие элементы в сторону уменьшения зазора будет меньшим, чем в условиях эксплуатации при больших оборотах, и при испытаниях касания колеса насоса о корпус может не произойти. Таким образом, дефект останется не выявленным.

Авторами работы были проведены исследования, направленные на решение проблемы повышения надежности ЛА с ТНА имеющим малые зазоры между колесом насоса и корпусом. В результате была разработана специальная установка, позволяющая проводить проверку выставления зазоров между колесом насоса и корпусом на этапе сборки агрегата в условиях, соответствующих эксплуатационным. При испытаниях на отсутствие касания колеса насоса о корпус на этой установке имитируются осевые усилия, воздействующие на ротор по величине равные максимальным усилиям, действующим в эксплуатации (наиболее нагруженные режимы работы ТНА). Внедрение разработанной установки в технологический процесс изготовления ТНА обеспечит надежный контроль агрегатов, исключив возможную погрешность в выставлении зазоров между колесом насоса и корпусом ТНА. В результате повысится надежность ТНА и ЛА, на которых они применяются.

## **ОБЕСПЕЧЕНИЕ КОНСТРУКТОРСКО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ НАДЕЖНОСТИ РАСКРЫВАЮЩИХСЯ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**Ю.П. Похабов**

pokhabov\_yury@mail.ru

АО «НПО ПМ — Малое Конструкторское Бюро», Железногорск, Красноярский край

*Рассмотрена методика обеспечения надежности раскрывающихся конструкций КА на основе анализа конструкторской и технологической документации. Предложены процедуры проведения конструкторско-технологического анализа и методы оценки надежности. Разработка предназначена для раннего предупреждения отказов.*

Обеспечение надежности раскрывающихся конструкций КА достигается выбором проектных параметров и расчетно-экспериментальным подтверждением прочности и запасов движущих моментов (сил) приводов раскрытия [1]. Для одно-двухзвенных поворотных конструкций короткоживущих КА такой подход обеспечивает надежность раскрытия близкую к приемлемому уровню (безотказность на практике не более 0,996 при заданной — не менее 0,999 [2]). При этом, исходя из статистики, реальными причинами отказов раскрывающихся конструкций становятся факторы, как правило, не связанные с прочностью и запасами движущих моментов (сил) — это потеря зазоров в шарнирах, попадание посторонних предметов в механизмы раскрытия, зацепления подвижных узлов, холодная сварка в замках зачековки и проч. факторы, систематизированные в работе [2]. Все эти отказы являются редкими, возникают чаще всего (до 60...80 % случаев) из-за конструкторских и технологических просчетов и ошибок, но именно они не позволяют достигнуть показателей надежности более 0,999.

Для крупногабаритных раскрывающихся конструкций современных КА длительного функционирования безотказность раскрытия должна быть уже более 0,9995. Это приводит к необходимости использовать методы обеспечения надежности, которые

позволяли бы выявлять и устранять конструкторско-технологические ошибки на ранних стадиях жизненного цикла. Причем важность принятия конструкторских решений преобладает объективно, поскольку в них априори учитывается (закладывается) технология, соответствующая возможностям данного конкретного производства, и при этом все технологические решения должны приниматься в строгом соответствии с конструкторским замыслом.

Важно заметить, что переход на современные CAD/CAE технологии не способны снизить тенденцию к отказам. Причина в том, что процессы рисования и вычислений основаны на возможности электронно-вычислительных машин производить высокоскоростную обработку больших массивов данных. При этом сам компьютер не призван думать, он выполняет заданную последовательность операций (программу). Задача конструктора, как и в старые добрые времена сводится к подготовке и верификации исходных данных на входе в компьютер и к валидации результатов его работы на выходе. Разница в том, что конструктор уже не «водит» карандашом по ватману и не обсчитывает на логарифмической линейке или калькуляторе математические формулы, эти функции берет на себя компьютер и делает это намного быстрее человека. Широкое применение CAD/CAE технологий приводит к резкой дифференциации процессов конструирования, связанных с действиями человека и работой компьютера (теперь конструктор просто не имеет возможности обдумывать свои решения в процессе рисования и вычислений, но он, как и прежде обязан это сделать до и после работы компьютера).

Очевидно, что виртуозное владение компьютерными технологиями в данном случае является необходимым, но недостаточным условием обеспечения высокой надежности изделий. На первый план выходит способность и умение конструктора обосновать принятые решения до начала процесса рисования и оценить результаты его работы в конце. В первом случае от конструктора требуется иметь достоверные знания режимов и условий эксплуатации изделия, полное представление о его функциональности, знания всех параметров, влияющих на работоспособность, методики оценки соответствия значений параметров критериям работоспособности. Только после этого имеет смысл составлять исходные данные для компьютерного рисования/вычислений. Во втором случае необходимо убедиться, что конструкторская документация (в частности, 2D проекции и/или 3D модели) содержит необходимые и достаточные требования к изготовлению, и эти требования без дополнительных пояснений понятны лицам, не имеющим прямого отношения к конструкторскому замыслу. Далее конструкторская документация должна быть преобразована в технологическую документацию без потери смыслов и искажения требований к изготовлению. После этого изделие изготавливается в соответствии с заданными требованиями и выполнение этих требований должно быть подтверждено техническими средствами контроля на производстве.

Поскольку решения человека могут быть осуществлены только человеком, существует объективная необходимость проводить параллельно с процессом конструирования анализ конструкторской и технологической документации на предмет обнаружения там ошибок. Такой анализ получил название конструкторско-технологический анализ надежности (КТАН) и осуществляется он с помощью набора формализованных процедур (методов), которые применимы к любым техническим объектам (агрегатам, механизмам, электронным сборкам и т. п.) [2]. Методика проведения КТАН предполагает получение количественной оценки надежности на основе параметрической модели. Для каждого параметра этой модели определяют области допустимых значений с учетом худших случаев состояния изделия и условий эксплуатации, оценивают условную надежность критичных элементов изделия по каждому параметру, как вероятность нахождения значений параметров в допустимой области, а затем вы-

числяют обобщенную надежность [2–3]. Оценку надежности осуществляют в детерминированной постановке путем обоснования конструктивных запасов по каждому параметру, либо в стохастической постановке методом индивидуальной конструкционной надежности [3], учитывающим индивидуальные статистические особенности распределения параметров в условиях конкретного производства. Указанная часть анализа предназначена для обоснования исходных данных перед началом работы компьютера. КТАН также предоставляет возможность валидации результатов работы компьютера путем оценки рисков неустановления требований в конструкторской и технологической документации, а также невыполнения или ненадлежащего выполнения данных требований при изготовлении [2].

Методика проведения КТАН опробована при разработке механических узлов раскрытия и фиксации конструкций КА и предназначена для раннего предупреждения отказов [2].

#### Литература

- [1] Золотов А.А., Похабов Ю.П., Гусев Е.В. Обеспечение проектной надежности раскрывающихся конструкций космических аппаратов // Полет. 2018. № 7. С. 36–45.
- [2] Похабов Ю.П. Теория и практика обеспечения надежности механических устройств одно-разового срабатывания. Красноярск, 2018. 340 с.
- [3] Тимашев С.А., Похабов Ю.П. Проблемы комплексного анализа и оценки индивидуальной конструкционной надежности космических аппаратов (на примере поворотных конструкций). Екатеринбург, 2018. 38 с.

## МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ИНТЕНСИВНОСТЕЙ ОТКАЗОВ ИЗДЕЛИЙ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЭКСПЛУАТАЦИИ В РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ

С.А. Васильев

vpk@vpk.npomash.ru

А.Н. Покидюк

vpk@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Суть методики, рассмотренной в данной работе, заключается в нахождении оценок интенсивностей отказов методом максимума правдоподобия. Преимущество полученной методики заключается в возможности оценки интенсивностей отказов в случае, если перед проверкой изделие находилось в различных режимах эксплуатации. Представлены результаты применения методики для различных исходных данных.*

Одним из основных показателей надежности изделий является интенсивность отказов. Оценки интенсивностей отказов могут быть определены по информации, полученной по результатам испытаний (количество отказов и время эксплуатации изделия). При этом интенсивности отказов изделия оцениваются для каждого из режимов эксплуатации (рабочие режимы, хранение в различных условиях) отдельно, что позволяет их в дальнейшем использовать для оценки вероятности безотказной работы и вероятности сохранения работоспособного состояния. Однако на практике зачастую отсутствует информация о том, во время какого именно режима эксплуатации произошел тот или иной отказ, что затрудняет оценку интенсивностей отказов и не позволяет использовать традиционную методику. Имеющийся в нормативно-технической документации метод определения значений интенсивностей отказов обладает следующим существенным недостатком — невозможность применения при количестве режимов эксплуатации изделия, превышающем два. Поэтому существует необходи-

мость разработки нового метода определения значений интенсивностей отказов, свободного от указанного недостатка.

В докладе представлен закон распределения суммарного количества отказов, выявленных при проверках после хранения изделия в различных условиях (в отапливаемом помещении, неотапливаемом помещении, на открытых площадках и т.д.). Исходя из принятого закона распределения, разработана методика получения оценок для интенсивностей отказов по результатам эксплуатации в различных режимах, основанная на использовании метода максимального правдоподобия. Проводится сравнение результатов применения данной методики с результатами, полученными при использовании методики расчета интенсивностей отказов на основании системы линейных алгебраических уравнений.

Основная трудность при определении показателей надежности, связанных с хранением изделий, заключается в том, что отказы, происшедшие при хранении, обнаруживаются только при проверке изделия, причем, как правило, лишь спустя некоторое время после начала проверки. Поэтому количество отказов, зафиксированных в результате проверки, является суммой отказов, происшедших во время хранения, и отказов, происшедших во время проведения проверки. Эта сумма отказов, а также длительности хранения и последующей проверки изделия являются исходным статистическим материалом, по которому нужно оценивать интенсивность отказов. Для этого необходимо знать закон распределения случайной величины, представляющей собой количество отказов, обнаруженных при проверке. Учитывая, что вероятность отказа изделия при хранении (проверке) мала и вероятности отказа изделия при хранении (проверке) в одинаковые промежутки равны, то доля продолжительности проверки (хранения) на  $n$  равных частей, где  $n$  велико, на основании предельной теоремы Пуассона получаем, что интересующая нас случайная величина описывается пуассоновским распределением.

В докладе для построения оценок интенсивностей отказов изделия используется метод максимального правдоподобия. На основании закона распределения интенсивностей отказов составляется функция максимального правдоподобия. Затем численным методом находят оценки интенсивностей отказов, максимизирующие значение полученной функции. Данные оценки являются искомыми.

Данный метод не защищает от получения в качестве оценок отрицательных значений интенсивностей отказов, которые не имеют смысла. В связи с этим метод был доработан в части ограничения интенсивностей отказов областью неотрицательных значений.

Данная методика имеет ряд преимуществ по сравнению с традиционной методикой оценки расчета интенсивностей отказов с применением аналитических формул. Например, возможность оценки интенсивностей отказов в случае, если перед проверкой изделие находилось в различных режимах эксплуатации. В этом случае невозможно оценить интенсивности отказов аналитически, т.к. невозможно точно определить, к каким режимам эксплуатации относились отказы. Также стоит отметить, что в представленной методике оценок интенсивностей отказов возможно задавать произвольное количество режимов эксплуатации изделия, в то время как в методике на основании системы линейных алгебраических уравнений схема эксплуатации сводится к двум режимам: работе и хранению.

Оценки интенсивностей отказов, полученные в соответствии с данной методикой, будут обладать достаточной точностью только при наличии необходимого объема статистического материала. Таким образом, для применения данной методики необходимо наличие на предприятии-разработчике изделия налаженной системы сбора информации. При этом собираемая информация должна обладать полнотой, т.е. помимо достаточно стандартных показателей надежности (суммарная наработка изде-

лия в каждом из режимов эксплуатации) должна быть указана продолжительность работы изделия в каждом из режимов эксплуатации между  $(i-1)$ -ой и  $i$ -й проверкой и количество отказов, выявленных во время  $i$ -й проверки.

Для реализации предложенной методики разработано программное обеспечение на алгоритмическом языке C++. Представлены результаты применения метода для различных исходных данных.

## **ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ ОПТИМАЛЬНОСТИ УПРУГИХ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК**

**А.А. Боровиков**<sup>1</sup>

borovic68@mail.ru

**О.Н. Тушев**<sup>2</sup>

kafsm2@bmstu.ru

<sup>1</sup> АО «ВПК «НПО машиностроения»

<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассматриваются особенности использования топологической оптимизации при проектировании корпуса малого космического аппарата (МКА) с точки зрения увеличения частот первых основных тонов собственных колебаний на этапе выведения. Новизна работы заключается в предложенной методике разработки конструктивно-силовой схемы (КСС) корпуса МКА с использованием топологической оптимизации.*

На ранних этапах проектирования космического аппарата (КА) особое внимание уделяется КСС его корпуса, в частности соответствия КА требованиям по частотам основных низших тонов собственных колебаний на этапе выведения, предъявляемым разработчиком ракеты-носителя (РН). Несоблюдение этих требований может привести к разрушению КА. В связи с этим вопросы повышения жесткости корпуса КА являются актуальной и одной из основных задач проектирования.

Классический подход к разработке КСС заключается в выборе расчетчиком возможных вариантов ее исполнения и выборе наилучшей КСС с точки зрения прочности и жесткости. Так, например, для формирования соединений панелей между собой конструктор выдает исходные данные в виде области возможной установки межпанельных кронштейнов, а расчетчик на основе имеющегося у него опыта и результатах предварительных расчетов находит места их установки, причем, как правило, не оптимальные.

В подходе же, основанном на применении топологической оптимизации [1,2], КСС формируется в результате расчета, то есть здесь, расчетчику уже не требуется проводить предварительные расчеты и их анализ, связанные с выбором возможных вариантов исполнения КСС, за него это делает алгоритм топологической оптимизации. Так, возвращаясь к примеру с кронштейнами, конструктор, как и прежде, выдает исходные данные в виде области возможной установки межпанельных кронштейнов, а расчетчик, уже используя топологическую оптимизацию, автоматически определяет места их установки, согласно заданным им критериям. Такой подход позволяет уйти от пошагового выбора вариантов КСС, и как следствие, позволяет сократить время разработки.

Еще одним достоинством данного подхода является то, что в результате оптимизации определяется оптимальная КСС с точки зрения принятых ограничений.

В работе рассматривается перспективный МКА массой около 250 кг для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ).

Целью работы является выявление особенностей проектирования корпуса МКА при использовании топологической оптимизации для увеличения частот первых основных тонов собственных колебаний МКА в целях обеспечения требований по жесткости со стороны РН

Как правило, основным силовым элементом корпуса МКА являются сотопанели. Многолетняя практика их использования показывает, что они являются конструкцией с высоким массовым совершенством, а использование топологической оптимизации для этих панелей не приведет к результатам, значительно отличающимся от исходной конструкции, поэтому применение топологической оптимизации для разработки панелей нецелесообразно. Но, как показывает практика на упругие динамические характеристики (УДХ) МКА значительно влияет количество, месторасположение и конструкция межпанельных кронштейнов.

Достоинство предложенной методики заключается в математически формализованной задаче определения мест установки межпанельных кронштейнов с точки зрения максимальной жесткости конструкции, что позволяет автоматизировать поиск наилучшего исполнения КСС МКА. Недостаток методики заключается в потребности относительно высоких вычислительных мощностей ЭВМ.

Результатами работы являются полученная КСС корпуса МКА ДЗЗ, а также методика и рекомендации по разработке конструкции корпуса МКА с применением топологической оптимизации.

Расчеты проводились с использованием программного комплекса MSC.Patran/Nastran.

#### Литература

- [1]. MSC Nastran 2013. Design Sensitivity and Optimization User's Guide.
- [2]. M.P. Bendsøe, O. Sigmund. Topology Optimization. Theory, Methods and Application. Second Edition, Berlin, 2004, Vol. 370.

## СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК СТАТИЧЕСКОЙ И ДИНАМИЧЕСКОЙ АЭРОУПРУГОСТИ НА ПРИМЕРАХ ТИПОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С УЧЕТОМ НЕСТАЦИОНАРНОСТИ ОБТЕКАНИЯ

**В.А. Пичугин**

vpk@npomash.ru

**Ю.М. Ватрухин**

vpk@npomash.ru

**Д.И. Баранова**

vpk@npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

*В условиях современной тенденции роста скоростей полета и маневренных характеристик ЛА очень важно в процессе проектирования уже на раннем этапе разработки силовой и кинематической схем ЛА учесть влияние упругости конструкции на ее аэродинамические характеристики и обеспечить статическую и динамическую аэроупругую [1–4] устойчивость в условиях стремления к весовому совершенству.*

В последнее время в авиационно-космических конструкторских бюро появляются проекты перспективных летательных аппаратов нетрадиционных, малоизученных

компоновочных схем для сверх- и гиперзвуковых скоростей полета. Сложность их проектирования связана с выбором новых технических решений, применением новых материалов, учетом многих требований, которым должна удовлетворять конструкция. Одновременно с этим сокращаются сроки проведения проектных работ, повышаются требования к детализации проработки проектов, к их всесторонней оценке. Данные обстоятельства требуют значительного увеличения объема и оперативности расчетных исследований, высокой степени автоматизации всех этапов проектирования. Как следствие становится очевидной потребность в эффективном комплексе программ, позволяющем достаточно быстро (уже на самых ранних этапах проектирования, когда «зарождается» идеология будущего ЛА) и в полном объеме вычислять требуемые характеристики аэроупругости аппарата. Причиной этому является то, что важнейшим критерием совершенства конструкций авиационной и ракетной техники является весовая оптимизация, и, как следствие, в ряде случаев их малая жесткость. С другой стороны, аэродинамические нагрузки резко возрастают с ростом скорости полета. В результате, эти особенности приводят к возможности проявления различных недопустимых эффектов аэроупругости, неучет которых часто приводит к катастрофическим последствиям.

Достоверность получаемых результатов при решении задач аэроупругости главным образом зависит от достоверности моделей аэроупругого и аэродинамического операторов.

Модель аэроупругого оператора в задачах аэроупругости при проектировании ЛА определяется на различных этапах разработки ЛА в программах проектировочного расчета аэроупругости («Аэроупругость», Staer/Dyaner, FlightLoads и др.), уточняется в газодинамических пакетах (CFX, Xflow, FlowVision и др.) и подтверждается результатами продувок моделей в аэродинамических трубах и результатами ЛКИ.

Достоверность численного моделирования аэродинамических нагрузок на ЛА в задачах аэроупругости с учетом нестационарности обтекания особенно важна в условиях отказа от дорогостоящих и длительных испытаний динамически и упруго-подобных моделей в аэродинамических трубах.

В данной работе приведены результаты моделирования задач статической и динамической аэроупругости на примерах типовых конструкций ЛА (крыло малого удлинения с элементом управления, типовая конструкция ракеты класса Земля-Воздух и др.) с учетом и без учета нестационарного обтекания в сравнении с экспериментальными данными. Для различных значений чисел Маха, скоростного напора и чисел Струхала показано влияние нестационарности обтекания на характеристики динамической аэроупругости.

#### Литература

- [1] Фершинг Г. Основы аэроупругости / пер. с нем. К.Ф. Плитта; под ред. Г.М. Фомина. М.: Машиностроение, 1984. 600 с.
- [2] Гроссман Е.П. Флаттер // Труды ЦАГИ. 1937. Вып. 284. С. 246–260.
- [3] Бисплингхофф Р.Л. и др. Аэроупругость. М.: Иностран. лит., 1958.
- [4] Ватрухин Ю.М., Евсеев Д.Д. Расчетно-экспериментальные исследования эффективности органов управления упругого изделия // Проектирование систем ракетного вооружения: тезисы Всесоюзного семинара / МВТУ: инв. 27498с. М., 1986. С. 153–154.

## РАЗЛОЖЕНИЕ МАТРИЦЫ ДЕМПФИРОВАНИЯ ПО СОБСТВЕННЫМ ФОРМАМ КОЛЕБАНИЙ

С.Н. Дмитриев<sup>1</sup>

Р.К. Хамидуллин<sup>2</sup>

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup> АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Рассматривается возможность определения зависимости демпфирования в конструкции от ее форм колебаний. В работе получены теоретические формулы для восстановления матриц демпфирования с использованием форм колебаний конструкции, а также для прогнозирования параметров демпфирования в случае изменения ее условий закрепления. В результате экспериментальных исследований установлены зависимости демпфирования от формы колебаний для конструкции с неравномерным распределением диссипации энергии.*

Задачи изучения и определения диссипативных свойств имеют большое значение в связи с существенным влиянием демпфирования на уровни колебаний элементов конструкции на резонансных частотах. Считается, что различные участки колеблющегося элемента, находясь при различном уровне напряжений, рассеивают не одинаковые доли своей энергии [1]. Фактическое демпфирование в конструкции является усредненной величиной, зависящей от напряженного состояния и, по сути, от формы колебаний. Установление алгоритма, позволяющего определять зависимость демпфирования от формы колебаний, может повысить точность прогнозирования параметров демпфирования.

В настоящей работе демпфирование в конструкции принималось в виде функции частоты колебаний. Было показано, что разные слагаемые этой функции характеризуют соответственно сухое, вязкое и ударное демпфирование конструкции, в соответствии с [2]. Таким образом, помимо матрицы вязкого демпфирования в уравнении вынужденных колебаний демпфирование представляется при помощи комплексных матриц жесткости и массы [3]. Каждая из матриц демпфирования представляется в виде (1) по аналогии с алгоритмом, приведенным в [4] для матрицы вязкого демпфирования:

$$D = M\Phi R\Phi^T M,$$

Здесь  $D$  — матрица демпфирования,  $M$  — матрица масс,  $\Phi$  — матрица форм колебаний,  $R$  — диагональная матрица коэффициентов модального демпфирования.

Предполагаемый подход может быть использован для восстановления матриц демпфирования по результатам модальных испытаний с учетом собственных частот и форм колебаний, а также для прогнозирования коэффициентов модального демпфирования для форм колебаний, полученных, например, в случае изменения граничных условий исходной систем. В этом случае перерасчет коэффициентов модального демпфирования можно осуществить с использованием экспериментальных матриц форм колебаний и модального демпфирования исходной системы и расчетной матрицы форм колебаний измененной системы

Для экспериментальной проверки влияния формы колебаний на диссипацию энергии были определены демпфирующие характеристики конструкции с неравномерным распределением по длине диссипации энергии. Неравномерность диссипация обеспечивалась при помощи установки на конструкции локальных демпферов ударного типа. В результате экспериментальных исследований были восстановлены матрицы демпфирования системы, а также выявлена зависимость демпфирования

от формы колебаний в местах установки локального демпфера. Для проверки полученных теоретических выкладок по результатам экспериментального исследования было осуществлено прогнозирование демпфирования конструкции в случае изменения граничных условий закрепления с последующей экспериментальной проверкой полученных результатов.

#### Литература

- [1] Писаренко Г.С. Избранные труды. Киев: Наук.думка, 2010. 728 с.
- [2] Дмитриев С.Н., Никитенко В.И., Хамидуллин Р.К. Сравнительный анализ передаточных функций при различных моделях демпфирования // Труды секции 22 академических чтений по космонавтике имени академика В.Н. Челомея XXXIX. Реутов, АО «ВПК «НПО машиностроения», 2015. С. 146–161.
- [3] Галкин М.С., Григорьев Б.В. Аппроксимация частотных характеристик на основе идентификации с комплексной матрицей масс // Ученые записки ЦАГИ. 1989. Т. XX, № 2.
- [4] Дмитриев С.Н., Хамидуллин Р.К. Коррекция матрицы демпфирования с использованием экспериментальных значений коэффициентов модального демпфирования // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 3 (15).

## ЭФФЕКТИВНОСТЬ ТРЕХЧАСТИЧНОЙ ЭНЕРГИЧЕСКОЙ ЛОВУШКИ. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ И ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

С.С. Кеворков<sup>1</sup>

kevorkovss@gmail.com

Р.К. Хамидуллин<sup>2</sup>

И.П. Королёва<sup>1</sup>

В.В. Смирнов<sup>1</sup>

Л.И. Маневич<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Институт химической физики РАН им. Н.Н. Семенова

<sup>2</sup> АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Представлены результаты экспериментального и численного исследования динамики струны с тремя равномерно распределенными дискретными массами. Экспериментально определен диапазон эффективного поглощения энергии и эффективность системы. Приведены результаты верификация математической модели.*

Гашение механических колебаний, как и преобразование, их энергии в электрическую — являются важными задачами с широкой сферой применений — от промышленных задач до использования в повседневной жизни. Традиционно применяемые гасители вибраций обеспечивают подавление колебаний за счет использования демпферов или отстройки от резонанса [1]. В последнее время был разработан альтернативный подход к решению этой проблемы, предполагающий использование резонансных энергетических ловушек [2]. Принцип действия таких ловушек при импульсном возбуждении основан на резонансном поглощении энергии, сообщенной связанной с ловушкой конструкцией, с последующим выходом из резонанса за счет изменения частоты, зависящей от амплитуды колебаний. Важнейшая черта эффективной энергетической ловушки — ее принадлежность к классу систем, функционирующих в условиях, близких к акустическому вакууму. В простейшем случае одномассовой ловушки это означает отсутствие собственной частоты, что обеспечивает возможность переноса энергии в широкой полосе частот. В настоящее время ловушки такого типа, состо-

ящие из одного осциллятора, детально изучены и широко применяются в различных областях техники. Экспериментальные исследования [3], в котором рассматривалось гашение колебаний конструкции прикрепленным к ней нелинейным осциллятором, показывает, что такая ловушка является довольно эффективной, в полном согласии с теоретическими основами, приведенными в работе [2]. Однако встает вопрос о том, как увеличить эффективность и расширить область рабочих частот энергетических ловушек, которые способны аккумулировать механическую энергию. Поглотители энергии, имеющие сильно нелинейную протяженную структуру, такие как струны, с дискретно распределенными массами, могут иметь принципиальное преимущество перед низкоразмерными аналогами. Такие ловушки допускают большее количество резонансов [4], что увеличивает область их рабочих частот и эффективность. Увеличение числа масс в рассматриваемой осцилляторной цепи позволяет увеличить и число достижимых резонансных режимов, следствием чего должно стать повышение энергоемкости, следовательно, и эффективности энергетической ловушки. В данной работе рассматривается ловушка, состоящая из трех осцилляторов, соединенных между собой и со стенками жесткой рамки продольными и поперечными струнами. С теоретической точки зрения данная система с произвольным числом масс была рассмотрена в работе [4]. Было показано, что она допускает большое количество резонансов, и предсказана возможность ее использования как энергетической ловушки повышенной эффективности.

Настоящая работа посвящена экспериментальному исследованию поведения ловушки. В ходе работы были проведены эксперименты по определению диапазона эффективного поглощения энергии и эффективность системы.

Экспериментальный образец энергетической ловушки представляет собой систему из трех осцилляторов массой 30 грамм каждый, соединенных между собой и с рамкой при помощи капроновой струны. Теоретическое исследование ловушки проводилось в предположении, что цепочка в равновесном положении не натянута — выполнение именно этого условия обеспечивает отсутствие линейных членов в уравнениях движения, следовательно, и функционирование системы в режиме акустического вакуума. Конструкция ловушки предполагает возможность сборки системы без предварительного натяжения струн, однако, некоторую поправку вносит гравитационная составляющая.

Для определения диапазона эффективного поглощения энергетическая ловушка была зафиксирована на столе вибростенда, три измерительных датчика были установлены на осцилляторах, а четвертый датчик на столе вибратора и использовался для управления режимом колебаний. Для выявления нелинейной зависимости амплитуды резонансных колебаний от их частоты анализировались результаты испытаний, проводимые при разных уровнях нагрузки. Изменение частоты нагрузки проводилось в прямом и в обратном режимах сканирования. В результате получены амплитудно-частотные характеристики (АЧХ) осцилляторов. Было установлено, что для проведенных режимов испытаний резонансная частота системы в зависимости от направления сканирования сильно изменялась в диапазоне частот от 12 до 21 Гц, при изменении нагрузки резонансные частоты изменялись незначительно. Существенные различия в АЧХ (понижение резонансной частоты и амплитуды колебаний), полученных при прямом и обратном сканировании, полностью согласуются с теорией и подтверждает предположение о том, что система существенно нелинейна, а условия испытаний близки к акустическому вакууму.

Для определения эффективности ловушки в качестве защищаемой конструкции использовалась балочная конструкция, консольно закрепленная к столу вибратора. Она состояла из швеллера с закрепленной на свободном конце рамой энерголовушки. Расчетным путем была определена длина швеллера, при которой первая собственная

частота конструкции попадет в диапазон частот оптимального поглощения энергии. При помощи вибростенда описанная балочная конструкция была нагружена виброударом. Выбор такого типа воздействия применительно к данной задаче обусловлен наглядностью получаемых результатов и возможностью приложить действующую короткое время нагрузку с быстрым выходом на максимальную амплитуду режима. Виброудары проводились для двух состояний конструкции: без осцилляторов энерголовушки и с осцилляторами, установленными с учетом обеспечения условий близких к акустическому вакууму. Проведено сравнения поведения конструкции при виброударном воздействии в случае наличия и отсутствия осцилляторов ловушки.

Заключительная часть работы посвящена численному моделированию уравнений движения рассматриваемой системы. Были определены параметры экспериментальной установки, необходимые для численного моделирования, учтена диссипация. Представлены результаты численного моделирования эксперимента по определению эффективности энерголовушки. Произведено сравнение результатов численного и натурного экспериментов.

*Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ  
в рамках научного проекта № 18-38-00789.*

#### Литература

- [1] Den Hartog J.P. Mechanical Vibrations. McGraw-Hill Book Company, 1956.
- [2] Gendelman O. Transition of energy to a nonlinear localized mode in a highly asymmetric system of two oscillators // Nonlinear dynamics. 2001. Vol. 25. P. 237–253.
- [3] Gourdon E., Lamarque C.-H., Pernot S. Contribution to efficiency of irreversible passive energy pumping with a strong nonlinear attachment // Nonlinear Dynamics. 2007. Vol. 50 (4). P. 793–808.
- [4] Koroleva (Kikot) I.P., Manevitch L.I. Oscillatory chain with grounding support in conditions of acoustic vacuum // Rus. J. Nonlin. Dyn. Vol 11 (3). P. 487502.

## РАСЧЕТ ЭЛЕМЕНТА СИСТЕМЫ АМОРТИЗАЦИИ

**О.Д. Бацева<sup>1</sup>**  
**С.Н. Дмитриев<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> АО «ВПК «НПО машиностроения»

<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В докладе рассмотрено расчетное моделирование нелинейного деформирования амортизатора из эластомерного материала при статическом и динамическом нагружении.*

Известно [1], что амортизатор такого типа обладает хорошими показателями по поглощению энергии, при этом его характеристика сильно зависит от геометрической формы. При работе амортизатора отдельные его элементы теряют устойчивость с последующим восстановлением своей формы при снятии нагрузки. Для расчетного описания амортизатора используется конечно-элементная модель, созданная в пакете ANSYS. Принято, что материал может быть описан с применением модели гиперупругого поведения Бергстром–Бойс [2]. Как показано в работе [1], конечно-элементные модели, созданные таким образом, после проведения процедуры верификации, вполне удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными. В работе [1] представлены двумерные конечно-элементные модели. Более детальное исследование

дование может быть выполнено с использованием трехмерных конечно-элементных моделей. Кроме этого, за счет перехода к трехмерной модели, может быть расширен класс геометрических форм используемых амортизаторов. В настоящем докладе рассматривается амортизатор коробчатого типа, геометрия которого требует перехода к трехмерной конечно-элементной модели. В процессе создания и анализа конечно-элементной модели стало ясным, что при практически реализуемых затратах вычислительных ресурсов возможно рассмотрение в трехмерной постановке симметричных коробчатых амортизаторов, так что конечно-элементная сетка наносится только на одну четвертую часть амортизатора. Для моделирования использовались трехмерные гексаэдрические конечные элементы второго порядка. Для задания параметров модели Бергстрёма-Бойса в пакете ANSYS используются шесть констант, две из которых находятя по результатам статического нагружения образцов, и четыре — по результатам динамического нагружения. Описание экспериментальных установок и методики определения характеристик материала можно найти в работе [3].

В докладе представлены результаты моделирования нелинейного деформирования амортизатора коробчатого типа при статическом и динамическом нагружении, а также результаты параметрического анализа зависимости его характеристики от относительных толщин боковых стенок.

Как показали результаты расчетов, механизмы работы коробчатых амортизаторов оказываются существенно более сложными. При нагружении могут терять устойчивость стенки одного или другого направления, в зависимости от их толщин и начальной кривизны. Время расчетного моделирования обжатия коробчатого амортизатора на весь рабочий ход на современной рабочей станции составляет несколько часов. Это позволяет проводить не только проверочные расчеты, но и проектные. Потребную характеристику элемента системы амортизации можно получить путем варьирования толщин его стенок.

Поскольку амортизатор коробчатого типа обладает более эффективной силовой характеристикой по сравнению с тоннельным (при той же высоте), применение предложенной трехмерной модели расширяет возможности по проектированию систем амортизации на основе эластомерных элементов, что является крайне актуальной задачей.

#### Литература

- [1] Алашеев В.И., Белкин А.Е., Бобров А.В., Ярошевич Н. Анализ работы полиуретанового амортизатора тоннельного типа в условиях ударного нагружения // Известия вузов. Машиностроение. 2017. № 5. С. 4–13.
- [2] Bergstrom J.S., Boyce M.C. Constitutive Modeling of the Large Strain Time-Dependent Behavior of Elastomers // Journal of Mechanic Physics Solids. 1998. Vol. 46. P. 931–954.
- [3] Белкин А.Е., Даштиев И.З., Костромицких А.В. Определение параметров упругости полиуретана при больших деформациях по результатам испытаний образцов на кручение и растяжение // Известия вузов. Машиностроение. 2016. № 8. С. 3–10.

## **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДИНАМИЧЕСКИХ ГАСИТЕЛЕЙ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ, ПРЕДНАЗНАЧЕННЫХ ДЛЯ ПОДАВЛЕНИЯ КРУТИЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ КРУПНОГАБАРИТНОЙ АНТЕННОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

С.К. Хрупа

Khrupa.S.K@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Рассматривается возможность использования динамических гасителей колебаний (ДГК) различных типов для демпфирования низкочастотных колебательных процессов крупногабаритных антенных систем космических аппаратов. Теоретическое исследование динамических характеристик ДГК проведено на упрощенной колебательной системе с двумя степенями свободы. Определены параметры ДГК и режимы, при которых ДГК работают эффективно.*

При разработке современных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) используются трансформируемые антенные системы ферменного типа, габаритные размеры которых достигают нескольких десятков метров [1].

Ввиду того, что конструкция поворотной крупногабаритной антенной системы (АС) имеет малую жесткость, низшая частота собственных колебаний АС составляет менее 1 Гц [2], что является причиной снижения качества получаемого изображения на этапе орбитального участка полета во время совершения программных разворотов из-за возникновения длительных переходных процессов, так как диссипативные свойства самой АС малы.

Так как узлы крепления поворотной крупногабаритной АС к корпусу КА податливы и габаритные размеры АС в рабочем состоянии значительно больше габаритных размеров корпуса КА, применение обычных демпферов — неэффективно [3]. Однако, применение динамических гасителей колебаний (ДГК) различного типа является весьма перспективным [4].

По причине большой разницы в жесткости самой АС и элементов ее крепления к корпусу КА, возникающие колебания можно привести к элементарной колебательной системе — маятнику: с эквивалентной массой соединенной стержнем с осью вращения. В эту систему вводится ДГК, представляющий собой гармонический осциллятор.

В докладе рассмотрены два типа ДГК: радиального (ДГК движется поступательно по стержню) и тангенциального (ДГК движется поступательно перпендикулярно стержню) типов.

За основу берутся уравнения движения, построенные на основе уравнения Лагранжа II рода. Уравнения движения интегрируются численно.

На основании проведенного анализа определены оптимальные параметры ДГК рассматриваемых типов, такие как: масса ДГК, место его установки, коэффициенты жесткости и демпфирования ДГК, уровни возмущений, при которых ДГК работают наиболее эффективно.

### **Литература**

- [1] Пономарев С.В. Трансформируемые Рефлекторы антенн космических аппаратов // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2011. № 4. С. 109–119.
- [2] Santiago-Prowald J. Large Deployable Antennas Mechanical Concepts // Large Space Apertures Workshop. California Institute of Technology Pasadena. 2008, November 10–11. URL: <http://www.kiss.caltech.edu/workshops/apertures/presentations/santiagoprowald.pdf> (дата обращения 01.06.2018).

- [3] Биюшкина Т.С., Щеглов Г.А. Анализ способов демпфирования колебаний крупногабаритных конструкций КА в магнитном поле земли // Аэрокосмический научный журнал. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2016. № 03. С. 11–25. DOI: 10.7463/aersp.0316.0841754
- [4] Коцур О.С., Хрупа С.К. Применение динамических гасителей для сокращения времени переходных процессов элементов КА // Наука и образование: научное издание. 2017. № 05. С. 57–73. DOI: 10.7463/0517.0001135

## РАЗРАБОТКА СТЕНДА ДЛЯ ТЕПЛОПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ОТСЕКОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

**В.Н. Афанасьев**

sigma@npomash.ru

**И.И. Лопухов**

**И.В. Петрова**

**К.В. Панкова**

**Ю.А. Савченко**

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Рассмотрены различные варианты конструкций нагревательных стендов. Предложена схема нагревателя, проведен теоретический расчет, выполнено математическое моделирование для оптимизации конструкции.*

Работа посвящена актуальной на сегодняшний день проблеме проектирования и создания стенда для проведения теплопрочностных испытаний при одновременном нагреве и силовом нагружении объекта испытания (ОИ), с учетом предъявляемых специальных требований:

1) интеграция стенда в существующую инфраструктуру комплекса теплопрочностных испытаний без существенных ее доработок;

2) точное воспроизведение неравномерных температурных полей с обеспечением заданных как положительных, так и отрицательных градиентов изменения температур;

3) простота, надежность и технологичность конструкции стенда и нагревателя.

В АО «ВПК «НПО машиностроения» имеется большой опыт по созданию и эксплуатации стендов теплопрочностных испытаний с инфракрасными излучателями. Наряду с положительными качествами стенды имеют определенные недостатки, такие как: неточное обеспечение температурного режима ОИ на участке охлаждения, неизбежное наличие стыков излучающих элементов. Учитывая то, что при эксплуатации современных летательных аппаратов участки нагрева неоднократно сменяются участками охлаждения, возникает проблема достоверного моделирования режимов нагрева. Поэтому целью работы было обеспечить температурное поле ОИ максимально приближенное к условиям полета, как на участках роста температуры, так и на участках охлаждения.

Для достижения данной цели решен ряд задач.

Во-первых, рассмотрены существующие нагреватели, нагревательные установки и стенды отечественного и зарубежного производства. С учетом опыта проведения теплопрочностных испытаний на АО «ВПК «НПО машиностроения», а так же на основе анализа достоинств и недостатков, указанных выше нагревателей, был выбран способ нагревания ОИ, и предложена схема (конструкция) будущего нагревателя, исключаящие отмеченные недостатки.

Во-вторых, проведен теоретический расчет предложенного нагревателя для определения его геометрических параметров. Так же была создана математическая модель нагревателя для оптимизации расположения элементов нагревателя относи-

тельно ОИ, чтобы уменьшить влияние стыков излучателей, которые устанавливаются с зазором. Задача моделирования теплопрочностных испытаний реализована в осесимметричной постановке ввиду особенностей ОИ из композитного материала.

В-третьих, помимо нагрева и нагружения ОИ предложено обеспечивать охлаждение ОИ на соответствующих этапах испытаний как за счет свободной конвекции, так и за счет вынужденной. Для этого в конструкции стенда предложены и реализованы две системы наддува. Первая система обеспечивает нагружение ОИ давлением, при этом не оказывает влияние на температуру ОИ. Вторая система обеспечивает охлаждение ОИ. Продувка ОИ реализована в направлении свободной конвекции, существующей в пространстве между ОИ и нагревателем. Когда последней недостаточно для обеспечения заданного темпа охлаждения, организуется принудительное охлаждение за счет подачи и удаления газа.

## УТОЧНЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ ЭРОЗИИ ЖАРОПРОЧНЫХ СТАЛЕЙ И СПЛАВОВ

*И.А. Поздеев*

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Коэффициент эрозии кэр является характеристикой обрабатываемости материала при электроэрозионной обработке и отражает удельную долю энергии разряда, затрачиваемой на фазовые превращения материала.*

Его теоретический расчет в настоящее время невозможен. В исследованиях Б.Н. Золотых, Б.И. Ставицкого экспериментально определены значения этого коэффициента для некоторых материалов, преимущественно, чистых металлов. Данные об электроэрозионной обрабатываемости жаропрочных и жаростойких материалов, применяемых при изготовлении авиационно-космической техники, ограничены и не систематизированы.

В работе исследована эрозионная обрабатываемость хромо-никелевых сплавов ЭК61 и ЖС6Увн с использованием методики анализа единичной лунки. Эксперименты проводились на станке ЭПП-8, оснащенного источником питания с режимом генерации единичного импульса.

Изменение мощности разряда осуществляли путем регулировки длительности импульса и амплитуды напряжения холостого хода. Энергию импульса находили в результате обработки и графического интегрирования осциллограмм тока и напряжения, полученных на осциллографе фирмы Tektronix модели TDS 2012C и специального шунта сопротивлением  $1,75 \cdot 10^{-3}$  Ом.

На предварительно подготовленных образцах на каждом режиме в идентичных условиях получали по 5 эрозионных лунок. Полученные лунки фотографировали на микроскопе Olympus BX 51 с использованием его программных функций при дискретности фокусировки 2 мкм и после графической обработки фотографий строили ее геометрическую модель и находили основные геометрические параметры. Для оценки объема лунки использовали приближенную модель половины эллипсоида.

Коэффициент эрозии рассчитывали как отношение объема лунки к энергии разряда ( $\text{мм}^3/\text{Дж}$ ) в предположении, что его величина не зависит от частоты следования импульсов и определяется, главным образом, теплофизическими свойствами материала.

Для исследованных материалов получены численные значения коэффициентов эрозии, выполнены оценка погрешности проведенных измерений и сравнение результатов с данными, полученными на материалах тех же классификационных групп, близких по своему химическому составу.

Полученные данные рекомендуется использовать при назначении параметров режима в процессе проектировании различных операций электроэрозионной обработки.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СОТОВЫХ ПАНЕЛЕЙ, В ЗАВИСИМОСТИ ОТ КОНСТРУКТИВНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ ПРИ ПЕЧАТИ НА 3D-ПРИНТЕРЕ ПО ТЕХНОЛОГИИ FDM**

**А.В. Гойхман**<sup>1</sup>

goy765@mail.ru

**А.Г. Зельцер**<sup>2</sup>

Exoteknik@yandex.ru

<sup>1</sup>АО «ВПК «НПО машиностроения»

<sup>2</sup>АО «ОКБ Сухого»

*В статье ставится задача исследования механических характеристик различных конструкций сотовых панелей, изготовленных на 3D-принтере по технологии FDM по результатам модальных испытаний. Проведение математического моделирования с верификацией расчетных моделей по результатам проведенных испытаний.*

Сотовые панели в настоящее время используются очень широко в ракетно-космической, морской, автомобильной и строительной промышленности благодаря их высокой изгибной жесткости по отношению к весу. Сотовая панель — это широко распространенный конструкционный материал, но он имеет ряд недостатков, связанных с технологией изготовления. К данным недостаткам относятся: сложность контроля качества клеевого соединения обшивки и сотового наполнителя, скопление конденсата внутри панели, подверженность коррозии, относительно высокая стоимость изготовления, трудоемкость разработки технологического процесса и изготовления.

3D-печать на сегодняшний день является одной из самых быстрорастущих и актуальных технологий, как на бытовом уровне, так и в различных отраслях: медицины, строительства, машиностроения и ракетно-космической техники. В качестве одного из основных примеров внедрения технологии 3D печати в ракетно-космическую технику является двигатель «SuperDraco» пилотируемого корабля «Dragon V2», разработанного американской компанией «SpaceX». В данном двигателе при помощи технологии 3D печати были изготовлены сопла и механизмы управления тягой, а первыми напечатанными компонентами стали клапаны подачи окислителя для двигателей «Merlin», используемых на ракетах «Falcon 9» и «Falcon Heavy». Одними из основных преимуществ использования 3D печати в ракетно-космической отрасли являются низкая стоимость для штучного и мелкосерийного производства, возможность проектирования деталей сложной геометрии и минимальные технологические ограничения.

На сегодняшний день существует несколько технологий 3D печати, основные из которых: FDM (послойная укладка полимера), SLS (селективное лазерное спекание), SLA (лазерная стереолитография), MJM (отверждение фотополимера галогеновой лампой), DLP (отверждение фотополимера световым потоком). Наибольшее распро-

странение получила технология FDM, из-за относительной дешевизны расходных материалов и простоты конструкции принтера.

Применение 3D-печати при изготовлении сотовых панелей позволит: значительно упростить технологию изготовления, а именно: изготавливать сотовую панель за одну технологическую операцию, выполнять локальные сгущения сот без дополнительных технологических операций, печатать закладные элементы, кронштейны и другие конструктивные элементы, непосредственно, интегрированные в сотовую панель.

В данной работе стоит задача отработки изготовления сотовых панелей с различным типом сотового наполнителя на 3D принтере по технологии FDM, проведение модальных испытаний для исследования упруго-динамических характеристик изготовленных сотовых панелей, составление и верификация расчетных конечно-элементных моделей. Анализ корректности выбранного математического описания модели материала для данного типа конструкции.

#### Литература

- [1] Yazdani Sarvestani H., Akbrzadeh A.H., Niknam H., Hermenean K. 3D printed architcted polymeric sandiwch panels: Energy absorption and structural performace // Composite Structures. 2018.
- [2] Ozcanli O. Modal analysis of 3D printed parts. Coventry University, 2016.
- [3] Chaitanya S.K., Madhava Reddy Dr.K. Sai Naga Sri Harsha. Vibration Properties of 3D printed/rapid prototype parts. IJRSET, 2015.
- [4] Камоничкина Н.В., Кочешков И.В. Исследование прочностных характеристик модельного материала, получаемого методом FDM-печати // Аддитивные технологии. 2018. № 3.

## МИКРОСПУТНИКОВАЯ ПЛАТФОРМА ТАБЛЕТСАТ И ВОЗМОЖНОСТИ ЕЕ ПРИМЕНЕНИЯ

**Н.А. Ивлев**

nikita.ivlev@sputnix.ru

**А.С. Сивков**

**А.В. Пуриков**

**В.В. Иваненко**

ООО «СПУТНИКС»

*Современные тенденции в спутникостроении — это многоцелевое использование КА, а также возможность быстрого развертывания многоспутниковых группировок различного назначения на базе унифицированных спутниковых платформ. Рассматриваемая микроспутниковая платформа «ТаблетСат» позволяет создать многофункциональную космическую систему при приемлемой стоимости создания, развертывания и поддержания.*

Микроспутниковая платформа «ТаблетСат» — это совокупность бортовых служебных систем и элементов конструкции, достаточная для разработки микроспутников и малых КА массой от 10 до 200 кг, обеспечивающая интеграцию и функционирование полезных нагрузок сторонних разработчиков. Масса полезной нагрузки может быть до 100 кг и иметь среднесуточное потребление до 200 Вт. Платформа обеспечивает скорость передачи целевой информации со скоростью до 100 Мбит/с, а в перспективе до 300 Мбит/с, при объеме памяти до 128 Гбайт. Точность ориентации составляет до 15 угл. секунд, а точность определения местоположения — до 20м. Интерфейсы информационно-шиной шины — CAN2B и SpaceWire, при этом реализованы дополнительные

интерфейсы, такие как RS-422/485, SPI и т. д. Шина питания —  $12 \text{ В} \pm 10 \%$ . Используемая элементная база, основанная на CoTS и промышленной ЭКБ, обеспечивает САС 3..5 лет на орбитах от 400 до 800 км.

Идеология платформы «ТаблетСат» — стандартизация механических, информационных и электрических интерфейсов, что при использовании промышленной ЭКБ, является средством снижения временных и финансовых затрат при разработке, сборке и испытаниях космического аппарата. Разработчиком большинства приборов платформы «ТаблетСат» является компания «СПУТНИКС». Это позволило привести все приборы «к единому знаменателю» в части упомянутых выше интерфейсов, а также в части программного обеспечения, что позволяет осуществлять поддержку и развитие каждого прибора при минимальных временных затратах.

Создана контрольно-измерительная аппаратура, которая позволяет проводить калибровку и функциональные испытания отдельных приборов, а также полунатурные эксперименты с различными системами микроспутниковой платформы, в частности на базе созданной КИА есть возможность проведения функциональных испытаний системы ориентации в условиях, приближенным к космическим, а также проведения полунатурных экспериментов по взаимному позиционированию во время группового полета нескольких малых КА.

Также создан НКУ, позволяющий проводить сеансы связи с КА в диапазоне частот 435...438 МГц. Основной НКУ находится в Сколково, а также развернута сеть из нескольких аналогичных НКУ по всей территории РФ.

За счет выполненных наработок, сроки интеграции новой полезной нагрузки от начала работ до готовности малого КА к запуску может быть сокращен до 8 месяцев, в зависимости от сложности необходимых работ. При этом срок изготовления, испытаний и сборки без разработки может сокращен до 3 месяцев. Для примера, технологический демонстратор «ТаблетСат-Аврора», обеспечивший приборам платформы летную квалификацию, был создан за 8 месяцев. Текущий уровень технологической готовности приборов служебного борта составляет 4–5.

Платформа «ТаблетСат» позволяет интегрировать различные полезные нагрузки и выполнять различные миссии, например:

- ДЗЗ в видимом диапазоне разрешением от 1 м;
- ДЗЗ в ИК диапазоне разрешением от 50 м, температурным разрешением до 1К;
- радарная съемка разрешением от 3 м;
- научная миссия;
- автоматическая идентификация судов;
- радиосвязь;
- экспериментальные миссии.

При проектировании приборов служебных систем заложены решения, позволяющие выполнять распределенные между приборами одного КА вычисления, а, при интеграции линии межспутниковой связи, вычисления и решения различных задач могут быть распределены между несколькими КА. Таким образом, при установке линии межспутниковой связи, двигателей коррекции орбиты, имеющийся задел позволит в короткие сроки разработать и создать multifunctional космическую систему, которая будет обладать следующими свойствами:

- многоспутниковость и самоорганизация для обеспечения выполнения целевой задачи и задачи живучести системы;
- полносвязность космических и наземных узлов системы;
- многоцелевое использование за счет оснащения отдельных КА системы различными целевыми нагрузками;
- автономность и интеллектуальная бортовая обработка необходимой информации;

– приемлемая стоимость создания, развертывания и поддержания в необходимом составе.

Таким образом, разработанная платформа позволяет создавать как отдельные малые КА для решения различных задач, так и многофункциональные распределенные спутниковые системы для решения более обширных задач. Проблема вывода уровня технологической готовности до, как минимум, 6-7 может быть решена запуском 1-2 технологических демонстраторов, и экспериментальной отработки технологии с их помощью.

## ПРИНЦИПЫ ФОРМИРОВАНИЯ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ИНФОРМАЦИОННО-ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ ПОДДЕРЖКИ ЛЕТЧИКА

**М.В. Желонкин**

zhelonkinmichael@mail.ru

ФГУП «ЦАГИ»

*Применение режимов сверхманевренности предъявляет определенные требования к бортовому информационному обеспечению, системе управления и эргономическому обеспечению. Самолет при полете на больших углах атаки ориентирован относительно направления полета «непривычно» для летчика, в связи с чем летчик должен быть обеспечен информацией об ориентации относительно вектора скорости [1].*

Основные задачи, которые должна решать бортовая система информационно-интеллектуальной поддержки летчика (СИИПЛ) на режимах сверхманевренности с целью формирования и выдачи рекомендаций в процессе ведения воздушного боя

- анализ тактической обстановки воздушного боя и прогноз ее развития;
- выбор цели и рекомендации по действиям относительно нее;
- рекомендации по способу решения сформированной задачи.

Для решения первой задачи бортовая система должна располагать текущей информацией о положении и параметрах движения участников воздушного боя («своих» и «чужих»), что должно обеспечиваться как бортовыми, так и внешними средствами. На основе этой информации решается задача прогноза развития ситуации. На основе этих данных решается вторая задача по оценке наиболее уязвимого противника и рекомендуется противник для «атаки» или «обороны» от него. В рамках третьей задачи определяется способ и параметры маневров и действий против выбранной цели.

Применительно к использованию режимов сверхманевренности в воздушном бою по существу рассматривается третья задача СИИПЛ и лишь частично первая и вторая, предполагая, что эти задачи решены: цель (истребитель противника) выбрана, параметры его движения известны с достаточной точностью, «завязка» воздушного боя произошла [2]. Задача бортовой СИИПЛ в этом случае выдать рекомендации летчику:

- 1) по подготовке к применению режима сверхманевренности;
- 2) момент начала его выполнения и его продолжения;
- 3) действия после пуска ракеты, если пуск ракеты не был успешным;
- 4) по уходу от угрозы со стороны других истребителей противника;

В соответствии со сложившейся ситуацией рекомендуется применение режима сверхманевренности и вырабатываются рекомендации по предварительному снижению скорости до значений, при которых этот маневр может быть выполнен, рекомендации по изменению дальности до цели за счет смещения центра виража.

После выполнения этих рекомендаций, в соответствии со вторым пунктом, при совпадении параметров относительного движения противников с областью эффективного применения режимов сверхманевренности бортовая СИИПЛ выдает сигнал на выполнение режима сверхманевренности и атаку цели.

В процессе этих действий бортовая СИИПЛ формирует рекомендации об угрозе других истребителей противника и при ее возникновении может отменить все действия по выполнению режима сверхманевренности и выдает сигнал об угрозе летчику, с рекомендациями об уклонении от угрозы.

В связи с быстротечностью ближнего воздушного боя, летчик вряд ли успеет правильно оценить ситуацию и применить режим «МАНЕВР». Поэтому, необходима помощь, «подсказка», летчику о возможности эффективного выполнения маневра «сверхманевренности» [3]. Под эффективным выполнением маневра понимается опережающий пуск ракеты с поражением цели и уклонение от ответного пуска ракеты противника.

#### Литература

- [1] Желнин Ю.Н. Устойчивость, управляемость самолета при динамическом выходе на большие закритические углы атаки // ТВФ. 1994. № 1–2.
- [2] Желонкин М.В. Методика проведения эксперимента на пилотажном стенде для отработки вариантов информационно-интеллектуальной поддержки летчика // XXVI науч.-техн. конф. по аэродинамике. 2015. С. 117–118.
- [3] Желонкин М.В. Оценка эффективности применения сверхманевренности в ближнем воздушном бою с использованием полунатурного моделирования // Известия РАН. 2018. Вып.к № 102. С. 84–7.

## ВЛИЯНИЕ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ ОСОБЕННОСТЕЙ ТРОПОСФЕРЫ НА РАБОТУ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

**В.А. Пермяков**  
**М.С. Михайлов**  
**М.В. Исаков**

v.permyakov38@yandex.ru

Национальный исследовательский университет «МЭИ»

*Рассматривается влияние неоднородностей тропосферы на работоспособность радиотехнических систем, работающих над земной и морской поверхностью. Главным фактором является искривление луча в неоднородной тропосфере. Распространение радиоволн в протяженных тропосферных волноводах моделируется методом параболического уравнения. Для описания условий распространения радиоволн необходимо знание показателя преломления неоднородной тропосферы.*

Одной из актуальных проблем при работе радиолокационной станции (РЛС) берегового и корабельного базирования является обнаружение целей за пределами радиогоризонта. В свободном пространстве расстояние до радиогоризонта (в км) приближенно в 3,57 больше квадратного корня из высоты (в метрах) подъема антенны РЛС над уровнем моря. Например, для высоты 25 метров, дальность до горизонта составляет 18 км.

Для работы за пределами радиогоризонта могут быть использованы особенности преломления лучей, вызванные неоднородностями показателя преломления во-

духа. Показатель преломления воздуха близок к единице и вычисляется по значениям метеопараметров тропосферы: температуры, давления и влажности. Для нормальной тропосферы характерно такое распределение метеопараметров, при котором индекс показателя преломления имеет небольшой отрицательный градиент по высоте, что вызывает положительную рефракцию, т.е. происходит распространение радиоволн за горизонт — увеличивается дальность радиогоризонта до 21 км.

Наибольший интерес с позиций загоризонтного распространения на большие расстояния представляют волноводные механизмы распространения радиоволн (РРВ). В тропиках над морем вследствие интенсивного испарения образуется так называемый волновод испарения. Изменение влажности в области близкой к поверхности моря создает сильный отрицательный градиент показателя преломления по сравнению с нормальной тропосферой. Радиоволны в таком волноводе испарения могут распространяться до нескольких сотен километров.

В тропических широтах частота появления волновода испарения близка к 100%, а его высота может достигать 50 метров. В средних широтах, в частности над Черным морем вероятность возникновения волновода около 50%, а высота 8–15 метров. Помимо волнопроводов испарения также возникают приповерхностные и приподнятые волноводы. Прямые самолетные измерения показали, что число переходных слоев, которые могут привести к формированию приповерхностных волнопроводов может быть до пяти на один километр на высотах до 2 км [1]. Приподнятые волноводы находятся еще выше.

Измерение показателя преломления по метеопараметрам является отдельной задачей, важной для надежного прогноза РРВ. Для измерения профиля показателя преломления волновода испарения над морем в средних широтах достаточно расположить датчики температуры давления и влажности с неким шагом до высоты 15–20 метров. Для этих целей можно использовать датчики на кораблях, буях или на высокой мачте непосредственно у уреза воды. Для измерения показателя преломления за пределами радиогоризонта на высотах до сотен метров можно использовать метеозонд или беспилотный летательный аппарат с установленными на борту датчиками давления, температуры и влажности [2].

Численное математическое моделирование РРВ в неоднородной тропосфере, позволяющее оценить дальность действия РЛС по загоризонтным целям, проводилось методом параболического уравнения. Параболическое уравнение выводится из уравнения Гельмгольца и решается методом факторизации. Затем, зная начальное распределение электромагнитного поля на раскрыве антенны или в сечении на некотором удалении от антенны, шаг за шагом по дальности можно восстановить поле, используя быстрое преобразование Фурье. Составлены программы, позволяющие прогнозировать РРВ в слоистой тропосфере при заданном профиле показателя преломления, как функции высоты и дальности в оперативном режиме работы РЛС.

Результаты теоретического анализа РРВ в комбинированном случае, когда реализуются одновременно волновод испарения и приповерхностный волновод, изложены в работах [3, 4]. Показано, что при медленном горизонтальном изменении параметров волновода испарения на дальности до нескольких сот километров РРВ идет в волноводе испарения, на больших расстояниях начинает влиять приповерхностный волновод.

*Работа выполнена при поддержке Министерства образования и науки  
Российской Федерации (проект 8.3244.2017/ПЧ).*

#### Литература

- [1] Казаков Л.Я., Ломакин А.Н. Неоднородности коэффициента преломления в воздухе. М.: Наука, 1976

- [2] Михайлов М.С., Лобанов А.В., Пермяков В.А., Реганов В.М. Определение индекса преломления тропосферы по измерениям метеопараметров на БПЛА // Сб. докл. V Всерос. микро-волновой конф. Москва, ИРЭ РАН, 29 ноября — 1 декабря 2017. С. 119–123.
- [3] Weather Impacts Decision Aids (WIDA) Workshop 15 March 2012. Reno, NV. Paul Frederickson. Improving the Characterization of the Environment for AREPS Electromagnetic Performance Predictions.
- [4] Permyakov V.A., Mikhailov M.S., Borodko Y.A. Propagation of radio waves in the presence of a combined tropospheric duct // 13th International Conference on Advanced Technologies, Systems and Services in Telecommunications (TELSIKS), Serbia, Niš, 18–20 Oct. 2017, Proceeding of Papers. P. 109–110.

## ИНФОРМАЦИОННО-ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ — ПРАКТИКА, ПРОБЛЕМЫ, ПЕРСПЕКТИВЫ И ПРЕДЛОЖЕНИЯ

**А.В. Товпеко**<sup>1</sup>

**М.В. Перменов**<sup>2</sup>

vpk@vpk.npomash.ru

**А.М. Полунин**<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Филиал АО «РКЦ «Прогресс» — ОКБ «Спектр

<sup>2</sup> АО «ВПК «НПО машиностроения»

<sup>3</sup> ФГБУ «4 ЦНИИ» Минобороны России

*В докладе рассматривается возможность участия предприятий разработчиков ракетной техники в общем технологическом процессе сопровождения пуска на примере информационно-телеметрического обеспечения. Изложена практика и проблематика нового подхода к организации совместной обработки телеизмерений в конструкторских бюро и испытательных полигонах.*

Современное развитие средств передачи данных — сравнительно низкая стоимость, возможность организации каналов передачи данных с устойчивой защитой информации, повышающаяся пропускная способность каналов — открывают такую возможность в сопровождении пусков, как одновременное участие нескольких организаций в общем процессе информационного обеспечения. В наши дни, когда оперативная передача данных стала технически осуществимой и доступной, следует пересмотреть порядок организации обеспечения пусков — в новом представлении не отдельные специалисты направляются к информации, а вся информация в достаточном объеме направляется к полной группе специалистов на своих рабочих местах предприятий. Таким же образом должно быть организовано участие дополнительных аналитиков-экспертов, участников государственных комиссий, предприятий-соисполнителей, особенно специализирующихся на обработке телеметрической информации и анализе летных технических характеристик. Новый подход обоснован не только улучшением условий работы, но и повышением качества и эффективности результата. Совместная обработка и анализ информации должна базироваться на трех основополагающих принципах — сквозная подготовка исходных данных, единое информационное пространство полигонов и предприятий, единый вычислительный процесс обработки в реальном времени и после сеанса.

Особая роль в совместных обработке и анализе измерительной информации будет принадлежать организациям разработчикам ракетной техники, что придаст ряд несомненных плюсов в общей результативности, это:

– ведение и хранение «эталонного» электронного паспорта изделия — описания параметров и коммутаторов телеметрических систем (исходных данных для обработки измерений), описания циклограмм и аэромасштабных характеристик изделия для баллистических расчетов. Сквозная подготовка исходных данных заключается в том, что максимально применяются электронные описания, выполненные при подготовке, отработке на производстве и при проверках на технической позиции — т.е. по всей предшествующей цепи участников подготовки изделия к пуску;

– подключение большого количества специалистов для одновременного экспресс-анализа в условиях нештатной ситуации;

– возможность оказания консультаций со стороны ведущих специалистов предприятия и технической помощи в сложных ситуациях при подготовке изделий на полигоне;

– возможность взаимного контроля спорных результатов подразделениями предприятия разработчика ракетной техники и организаций Минобороны России;

– способность к одновременному обеспечению нескольких натурных работ (в том числе по различным полигонам) силами общего расчета обработки, анализа и оперативно-технического управления пусками;

– возможность выполнять «параллельную» одновременную обработку различных видов измерительной информации силами нескольких расчетов предприятий и полигонов с последующим обменом результатами;

– в дальней перспективе — формирование общего вычислительного кластера для распределенной обработки в задачах анализа летных характеристик и статистической оценки испытаний, здесь же — «облачное» размещение конечных и промежуточных результатов в едином хранилище.

Первые шаги к обработке информации силами специалистов предприятия разработчика ракетной техники уже сделаны. В частности, особое конструкторское бюро «Спектр» по заказам ВПК «НПО машиностроения» выполнило создание автоматизированных рабочих мест и комплексов обработки и репортажа телеметрической информации — технических средств не только для применения на полигонах, а именно для обработки в совместных интересах войсковых частей и предприятий. Следующим этапом должно стать создание полноценного комплекса средств автоматизации вычислительного центра предприятия разработчика ракетной техники, обеспечивающего всю полноту обработки и представления результатов пуска:

– подготовка технологических заданий на контроль, обработку и представление измерительной информации и результатов анализа;

– обеспечение заводских испытаний на контрольных стендах производства и наземных испытаний на техническом комплексе полигона;

– обеспечение репортажа телеметрических и траекторных параметров в процессе пуска, в том числе с информационным обеспечением руководящих должностных лиц командных пунктов и предприятий разработчиков ракетной техники (трехмерное моделирование полета);

– полная обработка и анализ измерительной информации после сеанса с автоматизированным формированием графических и табличных отчетов;

В ОКБ «Спектр» проработаны вопросы процесса сквозной подготовки, единого информационного пространства и технического облика данного комплекса средств автоматизации.

Несмотря на очевидность плюсов нового подхода, на данный момент имеются препятствия, которые вносят свои коррективы в организации совместных работ. К таким проблемным вопросам следует отнести:

– внедрение специальной аппаратуры защиты телеметрической информации. Централизация специальной обработки на полигоне ограничит возможности репор-

тажа на предприятиях, так как применение спецаппаратуры на каждом заинтересованном объекте организационно сложно;

– подключение гражданских организаций в сети передачи данных Минобороны России. Кроме организационных усилий по согласованию данный вопрос связан с необходимостью эксплуатации криптомаршрутизаторов, межсетевых экранов и прочих средств защиты информации, что потребует от предприятий участия соответствующих специалистов, наличия собственных подразделений информационной безопасности;

– разделение сфер ответственности за выполняемые задачи между войсковыми частями и промышленностью. Разумеется, возложенные обязанности предприятий и полигонов в едином процессе можно определить заблаговременно, но это не будет являться простым перечислением поставленных задач. В общем случае — это может быть сложный алгоритм с ветвлениями, предусматривающими оперативное перераспределение функций в случае сбоя тех или иных звеньев единого процесса обработки-анализа.

Следует заметить, что указанные препятствия носят организационный, а не технический характер, поэтому разрешение данных проблем вполне возможно и предлагаемый Комплекс средств автоматизации станет функционировать в полную силу своих возможностей, раскрывая всю мощь новых подходов в сопровождении пусков — сначала в ВПК «НПО машиностроения», затем на других предприятиях разработчиках ракетной техники.

## **МОДЕРНИЗАЦИЯ МЕТОДОЛОГИИ РАЗРАБОТКИ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕТНОЙ БАЗЫ ДЛЯ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

**А.Н. Карпук**  
**Ю.И. Васильев**

carpuk.irina@yandex.ru

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

*В данной работе исследованы научно-технические проблемы современной технологии проектирования электронной компонентной базы (электронных модулей). Приведен теоретический подход для модернизации методологии проектирования электронных модулей. Рассмотрена актуальность применения данного подхода при разработке радиоэлектронной аппаратуры для ракетных комплексов и ракетно-космических систем, эксплуатируемых в безвоздушном пространстве.*

С середины прошлого столетия во всем мире активно проектируется новая и модернизируется существующая сверхвысокочастотная (СВЧ) радиоэлектронная (РЭА) и электронно-вычислительная (ЭВА) аппаратура обработки данных в реальном масштабе времени. Ее структура включает в себя взаимодействующее множество диодов и транзисторов, микротриодов и т.п., которые совместно функционируют в общем постоянном и переменном электрическом поле. Характерным примером таких изделий электроники являются:

– монолитные и гибридные, объемные и планарные аналоговые СВЧ и цифровые сверхскоростные интегральные схемы, в том числе вакуумные и полупроводниковые логические элементы;

– микроволновые многодиодные генераторы и усилители, «мощные» бескорпусные и экранированные микросхемы, а также другие комплексы электронных компонентов с повышенным быстродействием [1].

Приоритетной задачей исследования следует считать усовершенствование уже существующей электронной компонентной базы, производимой по доступным технологиям в России, и полное замещение импортной аппаратуры, используемой в военной и гражданской промышленности, за счет модернизации технологии проектирования деталей и узлов РЭА, а также решению трех основных научно-технических проблем характерных для ЭВА:

- генерирование электромагнитного поля и возбуждение сигналов, несущих информацию;

- неискаженная передача информации;

- эффективное преобразование энергии поля и его сигналов в разделенных между собой электронных приборах (ЭП) [2].

Используя междисциплинарный теоретический подход в рамках науки об электричестве, аппаратуру гига- и терагерцевого диапазонов следует изучать как автоколебательную систему сверхбыстродействующих электронных компонентов и учитывать существующее конструктивно-технологическое исполнение (например, реализацию подачи питания, заземления теплоотводящих электродов и т. п.).

Поскольку ЭВА охватывает различные классы вакуумных и полупроводниковых приборов, целесообразно использовать конструкцию электронных модулей на основе вакуумных микротриодов, без герметично закрытого стеклянного, керамического или металлического баллона (вакуум-плотной оболочки), обеспечивающую беспроводное управление в условиях космоса. Такая структура ЭП неуязвима для радиации, устойчива к электрическим перенапряжениям и пробоям. Кроме того, в вышеупомянутом исполнении устройство СВЧ, генерирующее и преобразующее электрическую энергию постоянного и переменного тока, допустимо располагать не внутри, а за бортом в безвоздушном пространстве (т. е. в обшивке несущей платформы или на внешней стороне ее корпуса). При этом появляются новые функциональные возможности РЭА и ЭВА, увеличивается полезный объем летательных аппаратов и улучшаются условия обитания экипажа. Одновременно применение ЭП, не имеющих вакуум-плотной оболочки, приводит к уменьшению габаритов и массы деталей и узлов конструкции пилотируемых кораблей и космических станций. В то же время, например, при синтезе аналоговых и цифровых ламповых или транзисторных бескорпусных микросхем не только устраняется ряд трудоемких операций и удешевляется их производство, но и оптимизируется процесс совместной настройки активной и пассивной частей подобного изделия электронной техники, что особенно важно в СВЧ — диапазоне [3].

Тематика этих работ, в области твердотельной электроники, обусловлена планами Российского фонда перспективных исследований по созданию суперкомпьютеров, обладающих минимальным энергопотреблением, увеличенным коэффициентом полезного действия микропроцессоров при тактовых частотах свыше 3 ГГц и устойчивостью к несанкционированному внешнему воздействию [4]. В таком случае устраняется возможность обнаружения, наведения и сопровождения целей радиолокационными станциями или, наоборот, повышается эффективность применения спасательного и навигационного оборудования.

#### Литература

- [1] Волощенко П.Ю., Волощенко Ю.П. Методология математического моделирования нелинейных волновых и колебательных электрических процессов в изделиях когерентной радио-, микро- и наноэлектроники. Таганрог: Изд-во ЮФУ, 2013.
- [2] Волощенко П.Ю., Волощенко Ю.П. Основы системного моделирования электрической структуры интеграции сверхбыстродействующих электронных приборов. Ростов-н/Д: Изд-во ЮФУ, 2014.

- [3] Волощенко П.Ю., Волощенко Ю.П. Основы теории одномерной нелинейной электрической и электронной волновой цепи: учебное пособие. Таганрог: Изд-во ЮФУ, 2015.
4. Волощенко П.Ю. Электро- и радиотехнические модели технологии когерентной электроники: монография / Волощенко П.Ю. Волощенко Ю.П.; Южный федеральный университет. Таганрог: Изд-во ЮФУ, 2016.

## ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПРИЕМНОГО УСТРОЙСТВА АППАРАТУРЫ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ (АСНПУ)

**А.Ю. Пастухов**

**М.Г. Каннер**

**И.В. Смородин**

**Н.В. Ефремов**

env@se.zgrad.ru

АО «НИИ «Субмикрон»

*Рассматриваются вопросы проектирования АСНПУ: структура аппаратных и программных средств, применяемая электронная компонентная база, методы обеспечения надежности и возможные перспективы для последующей модернизации.*

В настоящее время АО «НИИ «Субмикрон» проводит опытно-конструкторскую работу (ОКР) по созданию автономной навигационной системы для космических аппаратов (КА) на отечественной радиационно-стойкой электронной компонентной базе (ЭКБ). АСНПУ предназначено для определения параметров орбиты КА и прогноза движения его центра масс в сплошном или разрывном радионавигационном поле по сигналам навигационных спутников (НС) систем ГЛОНАСС и GPS и формирования секундной метки, привязанной к шкале СЕВ.

В последнее время при эксплуатации космических аппаратов различного назначения стала актуальной необходимость создания автономных бортовых навигационных систем. Это связано с тем, что при большом положительном опыте обеспечения навигации КА сетью наземных станций траекторных измерений, имеются определенные сложности их использования, так как российские станции размещены на ограниченной территории и не могут обеспечить проведение измерений в произвольной точке орбиты. Использование АСНПУ предполагается для КА функционирующих как на высокоэллиптической, так и геостационарной орбитах.

Функционально АСНПУ представляет собой дублированный вычислительный модуль с ненагруженным («холодным») резервом. Управление включением/выключением каналов резервирования (КР) осуществляется разовыми командами от центральной вычислительной машины КА. Каждый КР содержит высокостабильный термостатированный опорный кварцевый генератор, функциональный узел (ФУ) СВЧ-радиоприемного устройства — конвертера навигационных сигналов, функциональный узел цифровой обработки сигналов (ЦОС), ФУ центрального процессора (ЦП) и ФУ вторичного источника питания (ВИП).

АСНПУ разрабатывается с учетом максимального применения стойкой отечественной элементной базы (в том числе ЭКБ СВЧ-радиоприемного тракта, процессоров, памяти и заказных микросхем высокой степени интеграции). Прием и обработка сигналов НС осуществляется специализированным комплектом микросхем разработки АО «НИИМА «ПРОГРЕСС»: ИМС радиоприемного тракта ГЛОНАСС/GPS 5409ТК015 и многоканального коррелятора 5409ВС014.

В качестве основного вычислительного элемента в платах ЦП и ЦОС используются RISC процессоры 1892BM17Ф со встроенным DSP ядром разработки АО НПЦ «ЭЛВИС» и изготовленные в АО «НИИМЭ и Микрон». ИМС оперативного и постоянных запоминающих устройств разработаны АО «ПКК «Миландр».

Для формирования рабочих напряжений в ФУ ВИП используются модули питания СПНМ27, отечественные импульсные понижающие преобразователи напряжения 1273ПН1Т1, стабилизаторы 1230ЕР1Т.

Вычислительные ядра ЦОС и ЦП защищены от невозможности восстановления вследствие тиристорного эффекта посредством ИМС 1469ТК035, которые выдают информацию о превышении тока потребления при воздействии тяжелых заряженных частиц на защищаемые микросхемы и обеспечивают отключение активного КР.

Программное обеспечение ЦОС реализует алгоритмы быстрого поиска, захвата и слежения за сигналами НС, измерение псевдодалности и фазы несущей, и ее приращения, а также выделение символов и строк навигационных сообщений.

Программное обеспечение ЦП выполняет расчет положения центра масс КА по данным одномоментных измерений, прогноз его движения на основании измерений на длительной мерной базе и реализует подстройку выходного сигнала секундной метки с целью привязки к СЕВ и организации бортовой шкалы времени КА.

## **МЕТОДОЛОГИЯ ПОИСКА И УСТРАНЕНИЯ НЕИСПРАВНОСТЕЙ В ИЗДЕЛИЯХ ЭЛЕКТРОННОЙ ТЕХНИКИ**

**В.А. Косарев**

[kosarev@se.zgrad.ru](mailto:kosarev@se.zgrad.ru)

**М.Г. Каннер**

АО «НИИ «Субмикрон»

*Рассматриваются понятия изделие электронной техники, ошибка, сбой, отказ, неисправность изделия электронной техники, первоисточник неисправности, причины появления неисправностей и ошибок, общие положения методологии поиска и устранения неисправностей, последовательность стадий и методы по выявлению и устранению неисправностей изделий электронной техники, принципы перехода от метода к методу.*

На различных этапах жизненного цикла изделий электронной техники (далее — изделий), будь то производство, приемка, эксплуатация или ремонт неизбежно возникновение неисправностей различной природы происхождения и частоты проявления. Иногда изделие с неисправностью функционирует штатно в течение всего срока службы, а иногда неисправность приводит к невозможности изготовления изделия. Некоторые неисправности допускаются при эксплуатации, а некоторые требуют немедленного устранения. Как правило, чтобы устранить неисправность требуется пройти сложный и долгий путь по их поиску и последующему устранению, а порой устранение неисправности в изделии не представляется возможным и в этом случае неисправность парируется устранением следствия. Ежегодно огромные средства тратятся на поиск и устранение неисправностей в изделиях. С одной стороны, это снижает прибыль изготовителей изделий, отвлекает производственные и людские ресурсы, требует новых вложений в производственную базу или в коррекцию документации на изделие, а с другой стороны влечет улучшение технологии и дисциплины производства, совершенствование методов проектирования и компенсации неисправностей в изделиях. Причины появления неисправностей в изделиях хорошо изучены, а неиз-

бежность появления неисправностей в изделиях, фактически, является катализатором развития ряда областей как прикладной, так и фундаментальной науки.

Основными проблемами технического персонала, в чьи задачи входит поиск и устранение неисправностей в изделиях, заключаются в том, что существуют неточности в сообщениях о неисправностях в изделиях, сам процесс их поиска и устранения часто затянут, действия по поиску и устранению уникальны, а сами неисправности регулярно повторяются.

Для повышения эффективности поиска и устранения неисправностей предлагается внедрение методологии поиска и устранения неисправностей в изделиях. Данная методология ставит своей целью нахождение такой совокупности методов и последовательности их применения для поиска и устранения неисправностей в изделиях, которая позволила бы ввести систематичность в рутину их выявления и устранения, снизить сроки ремонта и, по возможности, пресечь их повторное возникновение. В результате применение предлагаемой методологии должно понизить квалификацию требуемых для поиска и устранения неисправности специалистов, снизить издержки, ускорить процесс поиска и устранения ошибки, являющейся первопричиной неисправности, пресечь их появления в будущем.

Методология поиска неисправности ставит перед собой задачи, описанные ниже. Обзор и классификация неисправностей в изделиях, условий их возникновения и активизации, методов компенсации и устранения неисправностей в изделиях, способов и особенностей реакции на их появление работников производств, приемки, эксплуатационной и ремонтной службы, а также разработчиков этих изделий. Нахождение методов локализации неисправностей, правил формирования гипотез о неисправностях и ошибок, стоящих за ними, и отработки этих гипотез. Нахождение методов исправления ошибок, влекущих неисправности, в изделиях с проверкой качества исправления. Нахождение методов распространения исправлений и недопущения возникновения неисправностей в будущем.

Предлагаемая методология опирается на следующий понятийный аппарат: изделие, ошибка, сбой, недопустимый сбой, отказ, нормативные документы изделия, неисправность изделия, признание изделия неисправным, первоисточник неисправности, документация изделия.

Методология утверждает, что причиной появления любой неисправности изделия является несовершенство (ошибки) в документации изделия или его составных частях, другими словами ошибки в документации фактически являются или могут являться инициаторами появления первоисточника неисправности. Причинами появления ошибок являются: ошибочные технические требования на разработку документации на изделие или его составные части; ошибки в документации на изделие или его составных частях; умышленное несоблюдение персоналом норм и правил документации на изделие или его составных частей; несовершенство технологической документации, позволяющей работникам неумышленно не соблюдать нормы и правила документации на изделие или его составные части; несовершенство технологической документации, позволяющей не контролировать соблюдение норм и правил документации на изделие или его составные части.

Методология выделяет следующие фазы жизненного цикла неисправности в изделии и ошибок в документации на это изделие: фаза «романтического оптимизма» (ошибка уже допущена, а неисправность в изделии еще не проявилась), характеризуемая высокими объемами производства, большой прибылью, хорошим настроением руководителей, чувствами собственного достоинства и общего единения разработчиков; фаза «горького разочарования» (о неисправности в изделии известно всем, первоисточник неисправности не найден, об ошибках можно только догадываться), чреватая остановкой производства, большими издержками, плохим настроением ру-

ководителей, чувствами неопытности и одиночества разработчиков; фаза «жалкого оправдания» (найденны ошибка и первоисточник неисправности, ясны причины появления ошибки), на фоне значительного количества выпускаемых изделий, некоторыми издержками, возвышенным, поучительным, отрешенным настроением руководителей, чувствами радости и освобождения разработчиков, кроме того из них, который по мнению остальных допустил ошибку, его чувствами вины, оправдания и устремленности в светлое будущее.

Также в методологии описываются стадии жизненного цикла неисправности в изделии и ошибок в документации на это изделие, математический аппарат описывающий базу ремонта изделия, перечень методов поиска и устранения неисправностей и принципы перехода от одного метода к другому.

В том или ином виде фрагменты методологии активно применяются в АО «НИИ «Субмикрон» на этапах разработки, производства, ремонта и наладки изделий в интересах заказчиков наземной, авиационной, ракетно-космической и иной специальной аппаратуры.

## **ВОПРОСЫ МОДЕРНИЗАЦИИ АНАЛОГО-ЦИФРОВЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ СИГНАЛОВ ВРАЩАЮЩИХСЯ ТРАНСФОРМАТОРОВ (АЦП-ВТ)**

**М.Г. Каннер**

mgk@se.zgrad.ru

**В.А. Косарев**

**К.А. Соловьёва**

**А.Г. Никифоров**

АО «НИИ «Субмикрон»

*Рассматриваются вопросы модернизации существующих АЦП ВТ с использованием современных радиационно-стойких СБИС (сверхбольших интегральных схем) отечественного производства.*

В настоящее время АО «НИИ «Субмикрон» проводит опытно-конструкторские работы (ОКР) по модернизации и импортозамещению многих ранее разработанных изделий в части обеспечения стойкости к воздействию ионизирующих излучений космического пространства (ИИКП).

Настоящий доклад посвящен вопросам проектирования изделия АЦП-СМ, разработка которого проводится по Техническому заданию АО «ВПК «НПО машиностроения» для космического аппарата (КА) «Кондор-ФКА» в качестве модернизированной версии на замену используемого до сегодняшнего дня изделия АЦП ВТ ЮИИЦ.434757.074.

В указанном прототипе применялась ЭКБ (электронная компонентная база), в основном, средней степени интеграции и, в том числе, содержащая ЭРИ ИП (электрорадиоизделия импортного производства). Модернизация АЦП ВТ предполагает, при сохранении структуры, габаритно-присоединительных размеров и протоколов связей, как физических, так и информационно-логических, применение нового схемотехнического решения, связанного с переходом на стойкую к ИИКП ЭКБ ОП (отечественного производства) с использованием новейших СБИС.

Проектирование изделия АЦП-СМ осуществляется в рамках программы импортозамещения с применением элементной базы, создаваемой в процессе реализации специально выполняемых ОКР:

– «Отработка-13» по разработке 32-разрядного радиационно-стойкого RISC-микроконтроллера на базе процессорного ядра ARM Cortex-M4F (1986BE1T);

– «Цифра 33» по разработке микросхемы радиационно-стойкого двухканального 8-16 разрядного преобразователя сигналов датчиков перемещения типа сельсин, СКВТ и ЛРДТ (1310НМ025).

Новизна СБИС и, соответственно, неотработанность компонентов потребовало значительное время на отработку применения указанной ЭКБ в опытном образце АЦП-СМ с целью достижения заданных характеристик погрешности преобразования сигналов угла и скорости и подтверждения их в аппаратуре Заказчика.

Изделие АЦП-СМ, предназначенное для предварительных испытаний, успешно прошло автономный функционально-параметрический контроль в нормальных климатических условиях и при крайних значениях температур. В настоящее время завершена, с положительных результатов, отработка АЦП-СМ в составе аппаратуры применения в АО «ВПК «НПО машиностроения».

Подводя итоги, можно сделать вывод, что вероятные сроки выполнения программы импортозамещения — это ближайшие два-три года, при этом ряд перспективных изделий может быть использован в КА после проведения соответствующих испытаний. Однако, разработка изделий на ЭКБ ОП не должна исключать применение ЭРИ ИП в технических и экономически обоснованных случаях.

Изделие АЦП-СМ имеет значительные перспективы по модернизации всего блока управления ОНА (остронаправленной антенны), т.к. содержит в своем составе мощный вычислитель, который используется на 10 %, и канал МКИО по ГОСТР52070-2003. Все вышеперечисленное позволяет одной платой взять на себя работу и вычислителя верхнего уровня, что значительно повысит надежность блока.

## **ЭЛЕКТРОННЫЙ РЕГУЛЯТОР ДВИГАТЕЛЯ ЦИФРОВОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ**

**Р.А. Янченко**  
**С.В. Майборода**  
**В.А. Косарев**  
**М.Г. Каннер**

mgk@se.zgrad.ru

АО «НИИ «Субмикрон»

*Рассматриваются основные принципы построения электронного регулятора двигателя, приведен пример построения архитектуры электронного регулятора двигателя и ее реализации.*

Совершенствование систем управления силовой установкой (СУ) в ракетной технике (РТ) идет постоянно. Основными направлениями развития систем управления СУ являются увеличение дальности пуска и скорости полета, повышения его точности и увеличение количества возможных реализаций траекторий.

СУ является одним из ключевых элементов РТ, от эффективности работы которой напрямую зависит дальность пуска и скорость полета. При наличии различных режимов работы СУ появляется возможность реализации динамического изменения траектории полета изделий РТ, что существенно влияет на его общую эффективность применения.

Существующие системы управления, входящие в состав РТ, зачастую являются аналоговыми. Данные системы обладают рядом недостатков (ограниченное количе-

ство режимов работы, ограниченные возможности по настройке), поэтому становится актуальной задача по разработке цифровой системы управления (ЦСУ) СУ с использованием электронного регулятора двигателя (ЭРД). Таким образом, с помощью программно-аппаратного обеспечения ЦСУ позволит реализовать множество режимов работы СУ, что даст возможность перенастройки СУ как при адаптации к другим изделиям РТ, так и в режиме полета, что позволит увеличить дальность. Широкие возможности ЦСУ позволят увеличить эффективность использования топлива и усложнить траекторию полета с реализацией более широкого перечня сценариев.

Ключевым элементом ЦСУ является ЭРД, основной задачей которого является управление двигателем СУ. Главным требованием, предъявляемым к ЭРД, является высокая надежность. Это связано с тем, что отказ ЭРД может привести к выходу из строя СУ и как следствие, всего изделия РТ. Помимо управления СУ ЭРД должен обеспечивать высокую готовность и надежность работы ЦСУ в процессе полета.

За время прохождения этапов эскизного проекта и разработки рабочей конструкторской документации были проработаны 2 вида схем повышенной надежности: схема с «холодным» резервом и схема резервирования по типу мажора (2/3). Схема резервирования по типу мажора требует дополнительный конструктивно и схемотехнически сложный модуль, выполняющий функции мажора. Данная схема обладает рядом недостатков. Во-первых, из-за того, что схема является троированной, общее количество ЭРИ как минимум в 3 раза больше, что приводит к большим габаритам. Во-вторых, все узлы находятся в постоянно активном рабочем режиме, что приводит к повышенному энергопотреблению, а также тепловыделению. В-третьих, в такой схеме возникают сложности с синхронизацией. Такие схемы могут обладать большим временем реакции, связанной с синхронизацией трех узлов. В свою очередь, дублированная схема с «холодным» резервом обладает рядом преимуществ: схема проще, меньшие габариты, меньшее энергопотребление.

Однако и эта схема обладает недостатками — для схем дублирования требуется высоконадежный модуль управления резервом и восстановлением (МУВ). МУВ должен обеспечивать управление переключением ВМ. В МУВ должны быть реализованы механизмы контроля правильности работы (использование контрольных сумм, watchdog таймеров). Помимо взаимодействия с ВМ, модуль МУВ так же должен обеспечивать сопряжение с внешними каналами обмена ЭРД. Таким образом, происходит разделение МУВ на аналоговый, отвечающий за сопряжение с другими блоками изделия РТ, и цифровой, взаимодействующий с ВМ.

Тем не менее, благодаря пониженной мощности потребления электроэнергии при необходимых показателях надежности предлагается для их повышения выбрать дублированную схему с «холодным» резервом.

Структура ЭРД состоит из 2-х вычислительных модулей (ВМ), предназначенных для обеспечения вычислительных процессов и обработки данных с датчиков и МУВ. В каждый конкретный момент времени в активном режиме работы находятся МУВ и один из ВМ. При такой схеме при включении ЭРД первым включается МУВ. После включения МУВ выполнит необходимый самоконтроль и инициализацию и включит один из ВМ. Другой ВМ в это время будет находиться в выключенном состоянии и считаться резервным.

К внешним каналам ЭРД относятся:

- электрофизическое сопряжение с приборами системы управления и датчикового оборудования по интерфейсу ГОСТ Р 52070-2003;
- телеметрический канал на базе физического интерфейса «RS-485»;
- технологический канал на базе физического интерфейса «RS-232»;
- 5 каналов аналого-цифрового преобразователя (АЦП) сопряжения с потенциометрическими датчиками давления;

– 2 канала широтно-импульсной модуляции и 3 узла дискретных команд предназначенными для управления топливными клапанами;

– канал взаимодействия с блоком датчиковой аппаратуры (БДА) в части выдачи команды «Рестарт БДА»;

– канал разовых команд, обеспечивающий прием 4-х разовых мажоритированных команд от бортовой аппаратуры.

Внутренний канал ЭРД — межмодульный интерфейс между ВМ и МУВ. ВМ сможет выдавать команды в МУВ, принимать оцифрованные данные от аналоговых датчиков СУ, работать с ППЗУ МУВ. Данный интерфейс должен обладать высокой скоростью, быть помехозащищенным, иметь гальваническую развязку как между модулями ВМ и МУВ, так и между резервным и активным ВМ. Поэтому межмодульный интерфейс предлагается реализовать на базе интерфейса LVDS, физического уровень возможно реализовать на базе м/сх отечественного производства, а для гальванической развязки предлагается использовать м/сх трансформаторная гальваническая развязка.

В составе ЭРД ВМ может быть реализован на базе спецстойкой системы на кристалле (СНК) отечественного производства НИИСИ РАН 1907ВМ014 и программируемой логической интегральной схемы (ПЛИС) АЗРЕ1500 фирмы Microsemi. СНК будет иметь доступ к ОЗУ с реализацией алгоритмов контроля и восстановления, построенного на базе м/сх памяти типа MRAM. Одновременно рассматриваются варианты по замене памяти типа MRAM на отечественные микросборки ОЗУ серии 1645PY4(5) фирмы Миландр. В состав ВМ предлагается включить сертифицированную операционную систему реального времени «Багет», зарекомендовавшую себя в ОКР «Циркон-С-БЦВС» и общее программное обеспечение.

В составе ЭРД МУВ предлагается основную часть цифровой логики перечисленных каналов реализовать на базе ПЛИС АЗРЕ1500. ППЗУ в МУВ предполагается реализовать на базе м/сх памяти типа MRAM, предназначенное для сохранения текущей информации активного ВМ и запоминания режима полета. Канал телеметрии может быть реализован на базе м/сх отечественного производства и позволит обеспечить необходимую высокую скорость передачи данных. Для обеспечения режимов отладки на различных этапах жизни изделия, МУВ имеет в своем составе технологический канал на базе интерфейса ГОСТ Р 52070 2003 (МКИО). Так как МУВ является наиболее критичным модулем, то он должен быть построен на максимально надежной элементной базе при выполнении требований по габаритам и массе.

ЭРД разработан преимущественно на базе м/сх отечественного производства. Применения ЭРИ импортного производства обусловлены серьезными «ограничениями» по габаритам прибора, и поэтому в качестве ПЛИС, предлагается использовать ПЛИС фирмы Microsemi, а также элементы, которые на сегодняшний день невозможно заменить на отечественные — м/сх памяти типа MRAM, м/сх гальванической трансформаторной развязки типа ADuM и конденсаторы с типоразмером 0402 (1×0,5 мм). Данные ЭРИ импортного производства являются наиболее востребованными в цифровых вычислительных устройствах и требуют скорейшей разработки отечественных аналогов.

На данный момент закончен этап разработки и закладки в архив рабочей конструкторской документации, происходит закупка и приобретение ЭРИ. Далее предполагается монтаж модулей и самого ЭРД, Отладка и проведение лабораторно-отрабочных испытаний.

## ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОВ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ЦЕЛЕВОЙ РАБОТЫ В АВТОМАТИЧЕСКОЙ СБОЕ- И ОТКАЗОУСТОЙЧИВОЙ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ МНОГОМАШИННОЙ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩЕЙ СИСТЕМЕ СЕТЕВОЙ СТРУКТУРЫ

А.В. Лобанов  
И.В. Ашарина

lav@se.zgrad.ru  
asharinairina@mail.ru

АО «НИИ «Субмикрон»

*Рассматривается способ построения автоматической необслуживаемой информационно-управляющей распределенной многомашинной вычислительной системы, выполняющей набор целевых функций, необходимых внешним пользователям этой системы. Система характеризуется параллельным выполнением большого количества целевых задач, исполняемых на отдельных цифровых вычислительных машинах и в совокупности обеспечивающих выполнение задаваемых извне пользователями функций*

Широкое внедрение автоматических распределенных многомашинных информационно-управляющих систем сетевой структуры для автоматизации процессов управления сложными организационно-техническими комплексами ответственного применения делает чрезвычайно актуальной проблему обеспечения сбое- и отказоустойчивости таких систем, а также удлинения срока их активного автономного существования. Возникающие при этом научно-технические вопросы, имеющие обособленные их решения и открытые области научного поиска представлены в [1].

В данной работе исследуется проблема организации в автоматической необслуживаемой информационно-управляющей распределенной многомашинной вычислительной системе (РМВС) сбое- и отказоустойчивого параллельного выполнения множества  $Z = \{Z_1, Z_2, \dots, Z_i\}$  взаимодействующих между собой целевых задач, каждая из которых должна выполняться на отдельном вычислителе, и взаимодействие между задачами должно осуществляться посредством обмена сообщениями между соответствующими вычислителями по каналам связи между ними. Сбое- и отказоустойчивость и увеличение срока активного существования РМВС должны обеспечиваться, во-первых, посредством репликации в вычислителе каждой целевой задачи  $Z_i$  в соответствии с заданным для нее уровнем  $\mu_i$  сбое- и отказоустойчивости, определяющим допустимое количество неисправностей принятой модели в этом вычислителе, при котором проявления допустимых неисправностей могут быть парированы за счет обеспечения возможности гарантированного вычисления правильной выходной информации данной задачи из копий выходной информации, формируемых на выходах этого вычислителя, например, применением мажорирования или кворумирования. Репликация целевой задачи  $Z_i$  в исполняющем ее вычислителе состоит в параллельном выполнении ее копий на нескольких избыточных ЦВМ, составляющих комплекс  $K_i$  этой целевой задачи (данного вычислителя), с обменом между всеми ЦВМ комплекса результатами выполнения целевой задачи и выбором из них в каждой из этих ЦВМ правильного результата, в предположении, что не более чем  $\mu_i$  из этих копий результатов могут быть ошибочными. При этом в каждой исправной ЦВМ комплекса будет сформирована правильная выходная информация. Во-вторых, использованием в системе механизмов динамической избыточности, обеспечивающих обнаружение проявлений допустимых неисправностей, их идентификацию по месту возникновения и по типу (сбой, программный сбой, отказ), необходимую реконфигурацию системы и восстановление целевого вычислительного процесса при сбоях и программных сбоях, осуществление самоуправляемой деградации системы при отказах (изоляция отказавших элементов, требуемая реконфигурация

системы с использованием запасных элементов и восстановление целевого вычислительного процесса). При отказах и отсутствии запасных элементов должен выполняться должен выполняться переход к целевой работе со сниженными уровнями сбое- и отказоустойчивости. При достижении критического уровня сбое- и отказоустойчивости и возникновении следующей неисправности, а также при возникновении недопустимых неисправностей система должна переходить в режим безопасного останова и ожидания указаний из внешней среды. В системе также должна быть предусмотрена возможность перераспределения имеющихся ресурсов с целью варьирования соотношением «производительность — достоверность» для различных параллельно решаемых взаимодействующих целевых задач.

В качестве модели неисправности принимается самая общая модель враждебной неисправности отдельной ЦВМ, при которой поведение этой ЦВМ может быть произвольным, неодинаковым по отношению к другим взаимодействующим с ней ЦВМ, и даже подобным злонамеренному. Модель враждебной неисправности отражает сложность нахождения причинно-следственной связи между видами проявлений неисправностей и имеющимися в действительности неисправностями таких сложных объектов как современная ЦВМ и их взаимодействующие совокупности. Защита от враждебных неисправностей будет гарантировать защиту от неисправностей любой другой известной модели.

В данной работе рассматривается проблема восстановления целевой работы в РМВС, возникающая после того, как в этой РМВС в некотором комплексе (или некотором множестве  $F$  комплексов) была обнаружена допустимая совокупность (допустимые совокупности) неисправностей. Причем каждая неисправность была также согласованно идентифицирована по месту возникновения и по типу как программный сбой или отказ определенной ЦВМ этого комплекса.

В данной работе предполагается, что всей работой РМВС управляет системный диспетчерский комплекс (СДК), представляющий собой сбое-и отказоустойчивую совокупность ЦВМ, согласованно управляющую всеми процессами интерфейса сбое-и отказоустойчивости, реализованного в рассматриваемой РМВС. При программном сбое в некотором комплексе (упоминаемого далее как восстанавливаемый, подлежащий самовосстановлению комплекс), выполняющем целевую задачу, информация об этом событии этот задачный комплекс передает в СДК, который анализирует все выполняемые в задачных комплексах целевые процессы и взаимодействия между ними, определяет период времени восстановления, на который восстанавливаемый комплекс может быть выведен из процесса решения предписанной ему целевой задачи и сообщает об этом данному комплексу, а также всем другим комплексам, взаимодействующим с ним. Кроме того, СДК сообщает всем этим взаимодействующим между собой комплексам, алгоритмы их работы, во-первых, во время этого периода, и, во-вторых, по его окончании в случаях как успешного, так и неуспешного восстановления. При наступлении периода восстановления все взаимодействующие между собой комплексы выполняют предписанные им из СДК целевые и восстанавливающие действия и по окончании периода восстановления сообщают в СДК об успешных или неуспешных результатах.

Процесс восстановления в восстанавливаемом комплексе состоит в следующем. Все исправные ЦВМ этого комплекса согласованно образуют восстанавливающий подкомплекс (ВПК) восстанавливаемого комплекса и переходят к процессу восстановления, состоящему в следующем. Во-первых, предусмотренными аппаратно-программными средствами восстанавливающие ЦВМ из ВПК согласованно и безусловно переводят восстанавливаемые ЦВМ этого комплекса в режим восстановления и блокируют их каналы межмашинной связи по возможности вмешиваться в работу любой ЦВМ из ВПК. В режиме восстановления восстанавливаемая ЦВМ

ожидает от ВПК поступления команд собственного восстановления, в состав которых входят, во-первых, команда записи в заданную область памяти этой ЦВМ данных, поступивших в составе этой команды, во вторых, команда чтения данных из заданной области памяти восстанавливаемой ЦВМ и передача этих данных каждой ЦВМ из ВПК, в-третьих, команда синхронного перехода восстанавливаемой ЦВМ к выполнению программы в ее памяти с задаваемого в команде адреса либо к выполнению программы, передаваемой в составе данной команды, в-четвертых, команда пуска восстанавливаемой ЦВМ с указанного адреса синхронно с о всеми ЦВМ из ВПК. В составе программ каждой ЦВМ из целевого комплекса должна быть программа восстановления восстанавливаемой ЦВМ из этого комплекса, которая должна завершаться последней из указанных команд, переводящей восстанавливаемую и восстанавливаемую ЦВМ восстанавливаемого комплекса к выполнению ее целевой задачи. Проявления программных сбоев восстанавливаемой ЦВМ, соответствующие принятому критерию отказа ЦВМ, например, две подряд неудачные попытки восстановления, должны восприниматься со стороны РМВС как отказ этой ЦВМ, необходимость ее исключения из восстанавливаемого комплекса и из рабочей конфигурации РМВС, подключения запасной ЦВМ, если она имеется, и аналогичного восстановления в ней целевой работы восстанавливаемого комплекса. В случае отсутствия запасной ЦВМ данный комплекс должен быть переведен из СДК в режим целевой работы с пониженным уровнем сбоев и отказоустойчивости. При достижении принятого критического уровня сбоев и отказоустойчивости в самом СДК и возникновении в нем следующей неисправности РМВС должна перейти в режим безопасного останова, индивидуального для РМВС и зависящего от условий ее применения. В этом режиме РМВС должна сообщить о своем переходе в режим безопасного останова внешнему пользователю и перейти в режим ожидания от этого пользователя команд ручного управления РМВС. Содержание этого режима и состав команд, исполняемых в нем, является темой отдельной перспективной научной работы.

Изложенная технология организации сбое- и отказоустойчивой работы в однокомплексной сбое- и отказоустойчивой трехмашинной управляющей системе для более простой, чем враждебная, модели неисправности была разработана, апробирована и успешно внедрена авторами на ряде космических объектов [2, 3] и показала свою эффективность. Теоретические вопросы и обоснования такой технологии организации сбое- и отказоустойчивой работы РМВС и процессов ее восстановления после программных сбоев и отказов для однокомплексной РМВС и враждебной модели неисправности изложены в [4].

#### Литература

- [1] Лобанов А.В., Ашарина И.В., Гришин В.Ю., Сиренко В.Г. Макетный образец высокоадаптивной распределенной сетевидной многокомплексной сбое- и отказоустойчивой управляющей системы — актуальная проблема // Научные технологии в космических исследованиях Земли. 2018. Т. 10, № 1. С. 48–55.
- [2] Лобанов А.В. Протокол отказоустойчивого обмена // Приборы и системы управления. 1993. № 7. С. 8–11.
- [3] Лобанов А.В., Нахаев С.А. Обеспечение сбое- и отказоустойчивости в протоколе отказоустойчивого обмена // Приборы и системы управления. 1993. № 7. С. 12–13.
- [4] Лобанов А.В. Организация сбое- и отказоустойчивых вычислений в полностью связанных многомашинных вычислительных системах // Автоматика и телемеханика. 2000. Вып. 12. С. 138–146.

## ИЗМЕРЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ОТРАЖЕНИЯ РАДИОПОГЛОЩАЮЩИХ МАТЕРИАЛОВ В ШИРОКОМ СПЕКТРЕ ЧАСТОТ С ПОМОЩЬЮ ВРЕМЕННОЙ СЕЛЕКЦИИ СИГНАЛА

Н.Х. Гюльмагомедов

940@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО Машиностроения

*В статье предложен метод измерения коэффициента отражения широкополосных радиопоглощающих материалов с помощью функции временной селекции отраженного сигнала. Реализация метода осуществляется на векторном анализаторе цепей ROLDE&SCHWARZ ZVA 40. Приведены экспериментальные результаты измерения коэффициента отражения радиопоглощающего материала со сравнением с результатами, полученными с помощью традиционных методов.*

Во многих сферах исследовательской деятельности требуются знания о модуле коэффициента отражения в микроволновом диапазоне и широкой полосе частот [1, 2]. Например, при определении отражательных свойств искусственных и естественных покрытий и материалов различных конструкций, в ходе калибровки тепловых широкоапертурных излучателей для обеспечения единства измерений радиояркостных температур космических и земных объектов и т.д.

Всю совокупность проблем взаимодействия электромагнитных волн со средой можно разбить на два класса: определение структуры рассеянного (преломленного, отраженного, прошедшего поля) по известным характеристикам материального объекта — это прямая задача, и восстановление физических свойств среды по измеренным характеристикам рассеянного поля — это обратная задача [3]. Каждый из этих классов задач представляет собой широкое поле для теоретических и экспериментальных исследований.

В настоящее время отражательные свойства слоев многослойных градиентных радиопоглощающих материалов оцениваются традиционными методами — по методикам, которые базируются на применении аналоговых измерительных средств, измерительных линий и объемных резонаторов в узком диапазоне частот [1]. Так, для перекрытия диапазона частот от 1 до 40 ГГц потребуются набор панорамных измерителей КСВН типа P2-53–P2-67 в количестве 9–10 шт. или типа P2-111–P2-117 в количестве 7 шт. и измерительные волноводные линии (ИВЛ), коэффициент перекрытия диапазона частот которых не более 1,5–2.

Методики и аппаратура не обеспечивают возможности получения результатов измерений в широкой полосе частот. Измерение возможно только по отдельным частотным точкам. Все эти трудности усугубляются при измерении коэффициента отражения входных слоев многослойных градиентных структур.

Предложен метод измерения коэффициента отражения радиопоглощающих структур в диапазоне СВЧ в свободном пространстве на образцах материала, размеры которых не превышают размеры излучающей апертуры в зоне измерения. Облучение сравнительно большой поверхности нивелирует погрешности, обусловленные неоднородным распределением наполнителей, за счет усреднения их влияния. Метод также позволяет использовать возможности компьютеризации процесса измерения и предоставляет более широкие возможности для применения современного оборудования, что положительно отразится на развитии радиопоглощающих неметаллических композиционных материалов [4]. Особенностью метода является измерение отражательных свойств материалов во временной области с дальнейшим преобразованием в частотную область. Благодаря возможности временной селекции принятого сигнала появляется возможность проведения измерений вне безэховых камер.

Литература

- [1] Брандт А.А. Исследования диэлектриков на сверхвысоких частотах. М.: Гос. изд-во физ.-мат. лит. 1963. С. 191–201.
- [2] Беляев А.А., Кондрашов С.В., Лепешкин В.В., Романов А.М. Радиопоглощающие материалы // Авиационные материалы и технологии. 2012. № 5. С. 348–352.
- [3] Козарь А.В. Интерференционные явления в слоистых структурах и их применение в задачах приема сигналов и диагностики однородных сред: дис. ... д-ра физ.-мат. наук. М., 2004.
- [4] Шульдешов Е.М., Лепешкин В.В., Романов А.М. Метод неразрушающего контроля комплексной диэлектрической проницаемости входных слабо наполненных слоев градиентных радиопоглощающих полимерных композиционных материалов // Труды ВИАМ. 2014. № 10–11.

## **РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ ПРОГРАММНОГО КУРСОВОГО ПОВОРОТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И ВЫБОР ИЗ НИХ ОПТИМАЛЬНОГО ПО КАЧЕСТВУ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ В РЕЖИМЕ ОРБИТАЛЬНОГО ГИРОКОМПАСИРОВАНИЯ**

**И.Н. Абезяев**

otdel4-04@vpk.npomash.ru

**П.Е. Величко**

otdel4-04@vpk.npomash.ru

**А.И. Поцеловкин**

otdel4-04@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО Машиностроения»

*В данной статье рассматриваются вопросы, связанные с разработкой алгоритмов программного курсового поворота беспилотного орбитального космического аппарата (КА) в режиме орбитального гироскопирования (ОГК), проводится сравнительный анализ полученных переходных процессов, на основе которых формируется выбор оптимального по быстрдействию, перерегулированию и точности в установившемся состоянии программного поворота.*

На сегодняшний день разработка систем управления трехосной угловой ориентации и стабилизации (СОС) беспилотного орбитального КА представляет собой одно из наиболее актуальных и динамично развивающихся направлений в области космонавтики и теории управления. В современных рыночных условиях АО «ВПК «НПО машиностроения» необходимо увеличивать конкурентоспособность создаваемого продукта: повышать надежность, снижать затраты на его производство и эксплуатацию. Зачастую это становится возможным при использовании новых технологий, методов и разработок в алгоритмах управления КА.

Для обеспечения возможности выполнения целевых задач КА, к примеру, проведения фото- и видеосъемки объектов, находящихся на поверхности Земли или в космическом пространстве, с использованием оптико-электронной аппаратуры, а также дистанционного зондирования заданных произвольных участков и объектов на поверхности Земли с использованием радиолокационной аппаратуры, необходимо построение приборной системы координат (ПСК). При этом основной задачей СОС в части обеспечения наведения является поддержание требуемых программных углов поворота связанной системы координат (ССК) относительно опорной/базовой системы координат.

В данной работе рассматривается СОС КА, в состав которой входит бесплатформенный орбитальный гироскопас (БОГ), представляющий из себя систему взаимосвязанных технических средств: датчиков первичной информации и исполнительных органов. В качестве датчиков выступают прибор ориентации по Земле, гироскопический

блок измерителей угловых скоростей, а в качестве исполнительных органов — управляющие двигатели-маховики. В таких СОС значительную роль в управлении угловым движением КА, в алгоритме программного поворота ССК относительно орбитальной системы координат (ОСК) играет этап курсового движения.

С развитием технических средств, входящих в СОС КА, повышаются требования и к самой системе. В первую очередь они предъявляются к качеству переходных процессов: перерегулированию, быстродействию и точности в установившемся состоянии. Точность ориентации при идеальной установке технических средств на борту КА представляет собой совокупность погрешностей ориентирования приборной системы координат и ПСК. Например, для современных КА дистанционного зондирования Земли точность ориентации не должна превышать 0,01 градусов, а точность стабилизации не должна превышать 0,001 град/с по трем осям. На данный момент существуют системы ориентации и стабилизации, в состав которых входит БОГ и которые гарантированно обеспечивают должным качеством переходные процессы. Так, в статье [1] авторам удалось разработать алгоритм восстановления курсовой ориентации и стабилизации. Однако вопросы, связанные с реализацией программных поворотов из ориентированного положения в произвольное неориентированное положение на заданный программный угол авторами не рассматривались.

Цель настоящей работы — разработка алгоритмов программного курсового поворота КА на произвольные заданные углы из ориентированного положения, проведение их сравнительного анализа и выбор оптимального из них по качеству переходного процесса.

Научная значимость работы заключается в проработке вопросов, связанных с исследованием методов проектирования алгоритма программного поворота, оценкой и возможностью реализации оптимального алгоритма программного поворота КА по курсу в режиме ОГК, который должен удовлетворять современным требованиям, предъявляемым к СОС КА по качеству переходных процессов в части быстродействия, перерегулирования и точности в установившемся состоянии.

Практическая значимость работы заключается в применении математических моделей программного поворота, полученных в результате научных исследований, при создании современных СОС КА.

Объектом исследования служит преобразованная математическая модель орбитального гирокомпа, представленная в работе [1]. Принципиальной особенностью системы дифференциальных уравнений, описывающей программный поворот КА, является неразделимая связь вектора управления с вектором состояния объекта. Это отличие затрудняет решение задачи в ее классической постановке. Поэтому в качестве критерия оценки оптимальности выбирается желаемый вид переходного процесса, отражающий быстродействие, перерегулирование и точность в установившемся состоянии в канале управления по курсу.

Суть разработки алгоритмов программного поворота по курсу заключается в построении желаемого переходного процесса управляющего сигнала, решении краевой задачи по известным начальным и конечным условиям и, как следствие, получения математического описания функции управляющего сигнала. Данная функция содержит в себе необходимые параметры программного поворота: время, угол и угловую скорость, которые контур стабилизации должен обрабатывать на этапе программного поворота.

Новизна предлагаемого алгоритма программного поворота заключается в быстром координированном повороте КА по курсу из ориентированного положения в заданное произвольное положение. Переходные процессы, обеспечивающие точность по углу 0,01° и угловой скорости 0,001 град/с по завершению программного поворота, получаются «гладкими» без перерегулирования и с высоким быстродействием.

Состоятельность разрабатываемого алгоритма подтверждается результатами численного статистического моделирования в пакете прикладных программ MATLAB.

#### Литература

- [1] Абезяев И.Н., Поцеловкин А.И., Величко П.Е. Восстановление курсовой ориентации космического аппарата с использованием орбитального гироскопа // Леонов А. Г. (Ред.). Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация: Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея XI Академических чтений по космонавтике. Вып. 5. Реутов, АО «ВПК «НПО машиностроения», 2017. С. 500–506.

## О ДОЛГОСРОЧНОМ ПЛАНИРОВАНИИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РАБОТ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ СО СТАБИЛЬНОЙ ОРБИТОЙ

Ю.В. Солопов

vpk@vpk.npomash.ru

В.А. Гуренко

vpk@vpk.npomash.ru

В.Д. Янюк

vpk@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*В докладе рассматривается метод долгосрочного планирования технологических работ для космического аппарата (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) со стабильной орбитой с помощью типовых программ управления (программ полета).*

При управлении КА ДЗЗ необходимо решать два вида задач — задачи получения целевой информации, а также задачи поддержания работоспособного состояния бортовых систем КА и поддержания параметров орбиты КА, требуемых для получения целевой информации заданного качества (технологические задачи).

Планирование технологических работ ведется в Центре управления полетом (ЦУП) и может подразделяться по интервалам планирования и степени детализации программ технологических работ (программ полета) на долгосрочное, суточное и оперативное планирование. К долгосрочному планированию можно отнести разработку генеральной (общей) программы на полет в целом, годовое, месячное и недельное планирование, к суточному — разработку программы полета (программы технологических работ) на сутки, к оперативному планированию — разработку программ сеансов связи (сеансов управления).

Для сокращения трудоемкости планирования при суточном и оперативном планировании широко применяются типовые программы в качестве элементов программ полета. Как правило, они имеют вид типовых операций (наборов команд), типовых витков (блоков типовых операций) и типовых суток (наборов типовых витков) для разработки программ сеансов связи (управления), программ полета на виток и программ полета на сутки, соответственно.

Применение данного подхода к долгосрочному планированию, в общем случае, налагается на ряд трудностей для КА с непостоянной орбитой, к примеру, вследствие требований заказчиков целевых работ (ЦР) по ускоренному выходу в район съемок. С этой точки зрения, КА типа «Кондор-ФКА» выгодно отличаются стабильностью орбиты, поскольку запасы топлива на борту невелики, а требуемый срок активного существования позволяет тратить их только на поддержание рабочей орбиты, но не на целевые маневры.

Выбор в качестве интервалов планирования (протяженности типовых программ) интервалов календарных дат приводит к нестыковке смежных интервалов планирования из-за возможного разрыва между номерами суточных витков конечного витка предыдущего интервала и первого витка следующего. Анализ ранее разработанных программ полета, а также баллистических данных показал, что указанные трудности могут быть преодолены при правильном определении интервалов планирования и номенклатуры типовых программ полета. В результате анализа в качестве основы для определения интервала планирования была принята продолжительность цикла замыкания трассы (ЦЗТ), которая для орбиты КА «Кондор-ФКА» составляет 8 суток, интервал планирования при разработке программы полета на месяц был определен в 4 цикла замыкания трассы (32 суток) и обозначен как межкоррекционный интервал (МКИ). Прочие интервалы планирования содержат целое число указанных МКИ.

Для облегчения представления результатов долгосрочного планирования в качестве интервалов отображения результатов были выбраны естественные календарные интервалы — календарный год, календарный месяц, календарная неделя.

При разработке типовых программ МКИ учитывалось, что, поскольку, точное повторение трасс происходит через цикл замыкания трассы (через 8 суток), то на витках следующих суток будут наблюдаться иные командно-измерительные пункты (КИП) по сравнению с предыдущими. Вследствие этого разрабатывались типовые сутки, учитывающие различия между сутками ЦЗТ, как по виткам суток, так и КИП, видимым на витках в различные сутки ЦЗТ.

Наличие типовых программ значительной протяженности (до 4 ЦЗТ) дает возможность включать в них длиннопериодические работы, включая периодические регламентные работы — контроль синхронизации времени наземной (НШВ) и бортовой (БШВ) шкал времени, информационный обмен при коррекции орбиты.

Типовые программы образуют иерархическую структуру, на верхнем уровне которой находится типовая генеральная программа полета (элементы — МКИ), в ее состав входят типовые программы МКИ (элементы — типовые сутки), типовые сутки (элементы — типовые витки).

Программа полета имеет аналогичную иерархическую структуру. Иерархичность структуры программы полета облегчает ее корректировку, иерархичность типовых программ облегчает разработку новых типовых программ с максимальным использованием существующих типовых программ более низкого уровня.

Для решения задач долгосрочного планирования разработаны соответствующие программные комплексы, данные об имеющихся типовых программах и их структуре размещаются в таблицах центральной базы данных (ЦБД) ЦУП.

При разработке программ полета, вначале, формируется опорный план с использованием типовых программ, соответствующего уровня. Опорный план может быть скорректирован для учета отличий фактически требуемых наборов работ от прогнозных — предлагаемых типовыми программами. В случае устойчивого повторения использования таких фактически требуемых наборов следует разработать соответствующую типовую программу для дальнейшего применения.

## **ПРИМЕНЕНИЕ ТИПОВЫХ ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ ПРИ СУТОЧНОМ ПЛАНИРОВАНИИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РАБОТ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ**

**Ю.В. Солопов**

[vpk@vpk.npomash.ru](mailto:vpk@vpk.npomash.ru)

**В.Д. Янюк**

[vpk@vpk.npomash.ru](mailto:vpk@vpk.npomash.ru)

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*В докладе рассматривается способ применения типовых программ управления при суточном планировании технологических работ для космического аппарата (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ).*

При управлении КА ДЗЗ необходимо решать два вида задач — задачи получения целевой информации, а также задачи поддержания работоспособного состояния бортовых систем КА и поддержания параметров орбиты КА, требуемых для получения целевой информации заданного качества (технологические задачи).

Планирование технологических работ ведется в Центре управления полетом (ЦУП) и может подразделяться по интервалам планирования и степени детализации программ технологических работ (программ полета) на долгосрочное, суточное и оперативное планирование. К долгосрочному планированию можно отнести разработку генеральной (общей) программы на полет, в целом, годовое, месячное и недельное планирование, к суточному — разработку программы полета (программы технологических работ) на сутки, к оперативному планированию — разработку сеансов связи (сеансов управления).

Для сокращения трудоемкости планирования при суточном и оперативном планировании широко применяются типовые программы в качестве элементов программ полета для разработки программ сеансов связи (управления) и программ полета на сутки, соответственно. Как правило, они имеют вид типовых операций (наборов команд), блоков типовых операций — макротиповых операций (МТО), типовых витков и типовых суток (наборов типовых витков, составляющих суточный технологический цикл управления — ТЦУ).

Анализ данных, формируемых для управления КА, показывает, что в процессе управления используются не только команды управления бортовыми системами КА и команды управления станциями командно-измерительных систем (КИС), но и данные о технических средствах наземного комплекса управления (НКУ), необходимые для реализации запланированных операций управления. Эти данные следует взаимно согласовать для исключения несоответствия между задачами управления и располагаемыми наземными средствами НКУ.

Для взаимной увязки указанных данных их следует включить в состав типовой программы следующего уровня — комплексной типовой операции (КТО). Такой подход позволяет включить в состав типовой программы такие разнородные компоненты, как данные МТО, данные о типовых заданиях рабочих программ центрального бортового компьютера (ТЗДН РП), типовые планы задействования средств (ТПЗС), данные о типовой работе, реализуемой в данной КТО (ТП РБ), данные о типовом наборе экранных форм для отображения на экранах коллективного пользования (ТНЭФ). Комплексная типовая операция представляет собой программу работы командно-измерительного пункта (КИП) на витке.

При этом МТО из состава КТО содержит информацию о командах управления, ТЗДН РП содержат данные для включения в состав технологической РП ЦБК, ТПЗС

используются для формирования заявок на заказ ТС НКУ в ЦСАКП, ТП РБ состоит из операций технологического графика работ (ТГР), выполняемых операторами ЦУП и знание моментов выполнения которых необходимо для контроля хода работ руководством дежурной смены ЦУП.

Разработка суточной программы полета ведется с использованием типовых программ полета на сутки на интервале от первого суточного витка до последнего суточного витка заданных суток полета, интервал отображения — календарные сутки (от 0 ч до 24 часов соответствующих календарных суток).

Указанные типовые программы входят в состав иерархической структуры, на верхнем уровне которой находится типовая генеральная программа полета (элементы — МКИ), в ее состав входят типовые программы МКИ (элементы — типовые сутки), типовые сутки (элементы — типовые витки), далее КТО, МТО, ТО. В состав КТО входят также, как сказано выше, ТЗДН РП, ТПЗС, ТП РБ, ТНЭФ.

Программа полета на сутки также имеет аналогичную иерархическую структуру. Иерархичность структуры программы полета облегчает ее корректировку, иерархичность типовых программ облегчает разработку новых типовых программ с максимальным использованием существующих типовых программ более низкого уровня.

При разработке программы полета на сутки, вначале, формируется опорный план с использованием типовой программы суток, уровня типовых витков, который, через уровень КТО и МТО доводится до уровня ТО, ТЗДН, ТПЗС, ТП РБ, ТНЭФ. Опорный план может быть скорректирован по заявкам на изменение программы полета для учета отличий фактически требуемых наборов работ от прогнозных — предлагаемых типовыми программами. В случае устойчивого повторения использования таких фактически требуемых наборов следует разработать соответствующую типовую программу для дальнейшего применения.

Опорный план может быть оптимизирован для достижения максимальной надежности выполнения программы (плана) полета на сутки. В качестве критерия используется оценка вероятности выполнения плана при наличии ограничений на число объектосансов управления при учете зон радиовидимости КИП и характеристик технических средств НКУ.

Для решения задач суточного планирования разработан программный комплекс, данные об имеющихся типовых программах и их структуре размещаются в таблицах центральной базы данных (ЦБД) ЦУП. В состав программного комплекса входит упрощенная модель изменения состояния бортовых систем, которая обеспечивает отображение режимов работы ограниченного набора бортовых систем и наземных средств НКУ с целью контроля правильности разработки команд управления. В настоящее время ведется разработка программного модуля, который обеспечит оптимизацию программы полета на сутки.

## **УСТРОЙСТВО ДЛЯ ПЕРЕДАЧИ ТЕПЛА НА БОЛЬШИЕ РАССТОЯНИЯ ПРИ МАЛЫХ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПЕРЕПАДАХ**

**В.А. Саврушкин**

dominovadu@gmail.com

**А.С. Смирнов**

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Данная работа посвящена проблеме передачи избыточного тепла на большие расстояния при малом температурном перепаде между источником тепловой нагрузки и охладителем. Авторами представлено устройство способное обеспечить надежную пере-*

*дачу тепла на большие расстояния при малых температурных перепадах. Приведены описание этого устройства и его принцип работы.*

В ряде случаев необходимо обеспечивать тепловой режим длительно функционирующей в наземных условиях аппаратуры с незначительным тепловыделением. При этом решается задача передачи избыточного тепла на большие расстояния при малом температурном перепаде между источником тепловой нагрузки и охладителем.

Как известно для эффективной передачи тепла на большие расстояния хорошо подходят контурные тепловые трубы (КТТ). Они являются герметичными двухфазными теплопередающими устройствами, обладающими сверхнизким термическим сопротивлением и работающими по замкнутому испарительно-конденсационному циклу с использованием «капиллярного механизма» для прокачки теплоносителя [1]. Конструктивно КТТ состоит из испарителя и конденсатора, соединенных транспортными линиями — паропроводом и конденсаторпроводом. Контурные тепловые трубы обладают всеми основными достоинствами обычных тепловых труб. Дополнительно, благодаря разделению потоков теплоносителя в жидкой и парообразной фазах, они способны эффективно передавать тепло на расстояние до нескольких метров при любой ориентации в гравитационном поле и до нескольких десятков метров — в горизонтальном положении или в невесомости. Однако для запуска и своей работы КТТ необходим определенный минимальный температурный перепад между испарителем и конденсатором. Таким образом в случае, когда необходимо осуществлять теплоперенос при малой передаваемой тепловой мощности и малом температурном перепаде, КТТ не применимы.

Устройство для передачи тепла на большие расстояния при малых температурных перепадах представляет собой последовательно соединенные термоэлектрическую батарею и контурные тепловые трубы, при этом термоэлектрическая батарея расположена таким образом, что ее коммутационная пластина холодного спая сопряжена с охлаждаемым объектом, а коммутационная пластина горячего спая закреплена с испарителем первой (ближней к охлаждаемому объекту) контурной тепловой трубы.

Термоэлектрическая батарея — это небольшое устройство, представляющие собой последовательно соединенные в электрическую цепь полупроводниковые термоэлементы, каждый из которых состоит из двух полупроводниковых столбиков *p*- и *n*-типа [2]. Принцип работы основан на эффекте Пельтье, заключающийся в том, что при пропускании постоянного тока через термоэлемент, состоящий из двух проводников или полупроводников, в месте контакта выделяется или поглощается некоторое количество теплоты (в зависимости от направления тока). Когда электроны переходят из материала *p*-типа в материал *n*-типа через электрический контакт, им приходится преодолевать энергетический барьер и забирать для этого энергию у кристаллической решетки (холодный спай). Наоборот, при переходе из материала *n*-типа в материал *p*-типа электроны отдают энергию решетке (горячий спай).

Расположение термоэлектрической батареи в предложенном устройстве, когда холодная сторона батареи сопряжена с охлаждаемой поверхностью, а горячая — с испарителем первой контурной тепловой трубы, позволяет с одной стороны поддерживать постоянную температуру на охлаждаемой поверхности, а с другой — искусственно создать требуемый для работы КТТ перепад температур между испарителем первой и конденсатором последней КТТ.

Поддержание постоянной температуры на охлаждаемой поверхности, т.е. термостабилизация, может быть реализована путем изменения, проходящего через термоэлектрическую батарею электрического тока.

Данное устройство может применяться при охлаждении прибора расположенного, например, в шахтном сооружении. Температура окружающей среды — воздуха

в шахтном сооружении уменьшается с его глубиной, при этом перепад, как правило, незначительный и не превышает нескольких градусов. Устройство осуществляет передачу тепла от охлаждаемого прибора, размещенного в верхней части шахтного сооружения с повышенной температурой, к конденсатору последней КТТ, находящегося в нижней части шахты с пониженной температурой.

Принцип работы следующий. Избыточный тепловой поток прибора кондуктивным способом передается на коммутационную пластину холодного спая. Термоэлектрическая батарея, работая в качестве теплового насоса, обеспечивает одновременно как требуемую температуру посадочного места прибора, так и необходимый для работы КТТ перепад температур между испарителем и конденсатором. В результате посадочное место прибора охлаждается, а испаритель первой КТТ нагревается. Далее тепловой поток согласно рабочему циклу КТТ передается на конденсатор КТТ, откуда кондуктивным способом передается на испаритель следующей КТТ. Таким образом, тепловой поток последовательно передается от одной КТТ к другой, до конденсатора последней, который находится в теплообмене конвекцией и излучением с воздухом и стенками шахты.

#### Литература

- [1] Майданик Ю.Ф. Достижения и перспективы развития контурных тепловых труб / 4-я конф. по тепломассообмену. Москва, 2006. С. 84–92.
- [2] Булат Л.П., Бузин Е.В. Термоэлектрические охлаждающие устройства: метод. указания СПб.: СПбГУНИПТ, 2001. 41 с.

## АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ И РЕЗУЛЬТАТОВ РАБОТЫ СИСТЕМЫ МОДУЛИРУЮЩИХ СТЕНДОВ ОТРАБОТКИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКОЙ

**С.Г. Милюченко**  
**К.Б. Каширцев**  
**О.С. Илек**  
**А.Н. Нестеренко**  
**С.А. Казначеев**  
**А.С. Сгонников**

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*В АО «ВПК «НПО машиностроения» реализуется экспериментально-моделирующая система, осуществляющая комплексный процесс моделирования систем управления ракетно-космической техники, включая: проектно-исследовательское математическое моделирование, математическое имитационное моделирование реального времени, полунатурное моделирование. В отделении 5 с2002 года создана и развивается система моделирующих стендов, в которой, на базе программного средства «Ядро» и стенда математического моделирования осуществляется унификация организационно-управляющей структуры средств моделирования. Унификация позволяет, как из деталей конструктора, создавать различные конфигурации моделирующих стендов под конкретную задачу и интегрировать их в единую информационную систему. Данный подход успешно опробован и реализован при проведении ряда тематических работ.*

Известно, что математическое моделирование является мощным инструментом проектирования и разработки технических изделий, в том числе ВиВТ. В процессе проек-

тирования современных изделий ВиВТ постоянно возникает потребность в возврате к предыдущим этапам и уточнении или пересмотре ранее принятых решений.

Экономические и временные затраты снижаются при применении математических и имитационных моделей проектируемого изделия, моделирования виртуальной среды функционирования изделия. С помощью моделей обосновываются технические решения и проверяется их реализуемость, создаются прототипы изделий.

Одной из основных идей, реализуемых в отделении 5 АО «ВПК «НПО машиностроения», является идея «Командно-информационного ядра». Идея заключается в унификации организационно-управляющей структуры, на основе унифицированных протоколов электрического и информационного сопряжения, и создания среды для моделирования конкретной целевой задачи реализации СУ [1].

В рамках данного подхода отделением 5 была предложена настраиваемая под конкретную задачу архитектура стенда математического моделирования на базе программного средства «Ядро» САДИ.00373-01 [2] (разворачивающего шкалу псевдорекального времени), управляющего программными модулями, имитирующими функционирование различных элементов изделия с учетом влияния взаимодействующих систем и внешней среды.

Ключевой особенностью данной технологии является унифицированный способ подключения программных модулей и возможность настройки требуемой конфигурации стенда математического моделирования из ранее созданных программных модулей, реализованной посредством конфигурационных файлов.

Информационно-технические решения в части открытой архитектуры стенда позволяют проводить гибкую настройку «под задачу» варьируя состав программных модулей стенда и(или) связи между ними. Также предусмотрена возможность использования при моделировании результатов, полученных при других видах испытаний (например на летающих лабораториях или при натурных пусках). Открытая архитектура не препятствует осуществлять подключение сторонних библиотек алгоритмов в том числе смежных организаций, без раскрытия их функционирования.

Примером реализации данного подхода является моделирующий стенд, позволяющий моделировать работу системы высокоточной коррекции траектории с датчиками полей зрения в оптическом и радиолокационном поле для БПЛА.

В качестве результатов успешно реализованных разработок с помощью стенда математического моделирования следует упомянуть стенд, позволяющий осуществлять отработку алгоритмического обеспечения оптического координатора и высокоточной системы наведения, стенд, позволяющий моделировать работу системы управления движением космического аппарата. Созданные в рамках НИР и ОКР технические средства легли в основу стенда математического моделирования разработки и отработки систем навигации и наведения и комплексов их информационного обеспечения (СММ) и стенда математического моделирования системы с рабочим местом программиста.

Для одной из НИР, связанной с запуском нескольких БПЛА, был настроен стенд математического моделирования, позволяющий проводить не только моделирование полета БПЛА, но и формирование информационного обеспечения и даже моделирование информационного взаимодействия между далеко находящимися БПЛА. Применение описанной технологии позволило эффективно минимизировать объем работ, а коэффициент использования ранее созданных программных модулей при создании указанного стенда составил 66 %.

#### Литература

- [1] Милюченко С.Г., Каширцев К.Б., Дмитриев В.С., Нестеренко А.Н., Большаков М.В. Унифицированный стенд математического моделирования РКТ // Ракетные комплексы и ракетно-космические системы — проектирование, экспериментальная обработка, летные испытания,

эксплуатация: Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея XXXVIII Академических чтений по космонавтике. Посвящаются 100-летию со дня рождения В.Н. Челомея / сост. Л.С. Точилов; под общ. ред. А.Г. Леонова. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения», 2014. 233 с.

- [2] Программа для ЭВМ 2014611715 Рос Федерация. Программный комплекс «Ядро» САДИ.00373-01 / Милученко С.Г. и др. Заявитель и правообладатель АО «ВПК «НПО машиностроения». — N 2013618136; заявл. 12.09.2013; опубл. 20.03.2014.

## РАЗВИТИЕ ИМИТАЦИОННОГО СТЕНДА РАЗРАБОТКИ И ВЕРИФИКАЦИИ БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ В ЧАСТИ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**Е.Б. Бондаренко**  
**П.В. Аверьянов**  
**С.Э. Зайцев**

d.g.basov@vpk.npomash.ru  
nio-nbs@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Рассмотрены вопросы разработки стенда БПО в рамках работ по отладке навигационно-баллистического обеспечения. Важным элементом стенда является имитатор аппаратуры потребителя спутниковой навигации (АПСН). Ранее имитатор и технологический прибор АПСН не позволяли рассчитывать параметры движения по навигационным измерениям при наземных испытаниях. В развитие стенда БПО выполнена работа по созданию программной модели в части имитации навигационной обстановки в каждой точке орбитального полета КА.*

Разработка и отладка бортового программного обеспечения (БПО) центрального бортового компьютера (ЦБК) космических аппаратов (КА) практически невозможна без использования программного имитационно-моделирующего стенда разработки, верификации и контроля качества создаваемого ПО (далее по тексту — стенд БПО). Имитационное моделирование является процессом создания математической модели реальной системы, в результате которого создается стенд БПО для проведения численных экспериментов с целью отладки БПО и исследования режимов функционирования изделия.

Требования к стендам такого типа всегда идут в ногу со временем и должны соответствовать последним достижениям в космической отрасли. В условиях постоянного улучшения частотно-временных характеристик функционирования ЦБК и бортовой аппаратуры требования к быстродействию программных имитаторов бортовых систем в составе стенда БПО всегда остаются актуальными.

Многие программные математические модели создаются в офисных программных средах, имеющих ряд общедоступных библиотек, на ПЭВМ с применением операционной системы (ОС) Windows. ОС Windows не является ОС реального времени и данную возможность на ее платформе получить очень сложно, а зачастую невозможно. Таким образом, ОС Windows можно использовать для создания имитационных стендов, функционирование которых не предъявляет жестких требований к реальному времени.

При разработке БПО требование к функционированию стенда БПО в реальном времени является критичным, что делает невозможным использование в качестве платформы ОС, не соответствующую по своим характеристикам режиму реального времени. Поэтому базовой ОС для данных целей на протяжении долгого времени является защищенная операционная система реального времени [1].

Создаваемый стенд БПО представляет собой несколько ПЭВМ, объединенных между собой сетями мультимплексного канала обмена (МКО) и Ethernet. Сеть МКО имитирует информационно-логическое взаимодействие (ИЛВ) ЦБК с имитаторами бортовых систем в соответствии с протоколами. Взаимодействие между системами вне МКО (разовые команды, телеметрическая информация и др.) имитируется с помощью выдачи UDP-пакетов по сети Ethernet. За счет этого стенд БПО КА позволяет реализовывать полную имитацию штатных полетных циклограмм в части управления бортовыми системами от ЦБК с проведением сеансов связи и парированием нештатных ситуаций.

В части решения навигационной задачи в ЦБК и отладки навигационно-баллистического обеспечения (НБО) важным элементом стенда БПО КА является имитатор аппаратуры потребителя спутниковой навигации (АПСН). До недавнего времени он использовался при проведении испытаний КА для приема, формирования и выдачи информационных пакетов, содержание которых не обладало математической ценностью, а лишь структурно соответствовало протоколу информационно-логического взаимодействия между ЦБК и АПСН. После отработки на стенде ПО ЦБК подвергалось дальнейшим испытаниям на КА с использованием технологического прибора АПСН, являющегося полным прототипом летного варианта. Но технологический прибор АПСН при проведении наземных испытаний позволяет получить измерения только стационарного состояния КА. Расчет параметров движения по указанным измерениям не содержит практического смысла, так как в реальном полете КА движется по программной орбите в условиях навигационного поля.

Вследствие этого была выполнена работа по созданию программной модели АПСН в части имитации навигационной обстановки в каждой точке орбитального полета КА.

С точки зрения научной новизны и практической значимости разработанный функционал позволяет:

- имитировать движение КА по орбите с учетом заданной навигационной обстановки и состояния навигационных космических систем ГЛОНАСС или GPS;
- выполнять отладку НБО ЦБК в части решения задачи определения параметров движения при наземных испытаниях.

Исходя из вышесказанного можно сказать, что основными целями создания стенда БПО ЦБК КА являются:

- 1) повышение качества разрабатываемого БПО;
- 2) сокращение временных затрат на создание и отладку БПО ЦБК;
- 3) обеспечение выполнения требований и рекомендаций ГОСТ и других нормативных документов.

При этом ключевыми особенностями стенда БПО являются:

- использование ОС реального времени;
- использование параллельных программных процессов [2];
- использование информационной магистрали МКО, являющейся полным аналогом штатно используемой на КА;
- использование внутренней сети Ethernet для имитации передачи других управляющих и телеметрических сигналов систем КА;
- отработка с помощью программных математических моделей режимов управления КА и полетных циклограмм, которые невозможно реализовать на технологическом изделии КА.

В рамках работ по созданию стенда БПО решаются следующие задачи:

- а) отработка информационно-логического построения схемы взаимодействия бортовой аппаратуры (БА);
- б) отработка проверочно-диагностических режимов работы БА;

в) отработка штатных режимов работы бортовой аппаратуры под управлением БПО ЦБК;

г) моделирование и отработка нештатных ситуаций при функционировании БПО ЦБК;

д) проведение сопровождающего летные испытания программного моделирования;

е) выработка рекомендаций по способам применения заложенных в ЦБК, в том числе БПО ЦБК, возможностей.

В части работ с НБО и АПСН задачами стенда БПО являются:

– отработка и отладка бортового встраиваемого ПО НБО;

– выявление программных ошибок разработчиков ПО НБО;

– отработка и имитация всех полетных режимов, использующих результаты расчетов бортового НБО.

Таким образом, применение методов имитационного моделирования при испытаниях БПО ЦБК КА позволяет не только уменьшить затраты на разработку сложных систем, но и снизить риски, исправив допущенные ошибки на ранних этапах проектирования.

#### Литература

- [1] Кртен Р. Руководство для разработчиков приложений реального времени. СПбб. 2015  
 [2] Цилюрик О., Горошко Е. QNX/UNIX. Анатомия параллелизма. «Символ». СПб.; М., 2006

## НАГРУЗОЧНЫЕ КОМПЛЕКСЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КЛАССА ФЕРРОМАГНИТНОЭМУЛЬСИОННЫХ МУФТ

**А.И. Бурганский**

nio406@vpk.npomash.ru

**С.Н. Зимин**

**И.П. Ильин**

**Д.Н. Кулаков**

**С.Л. Лукьянов**

**А.И. Никитенко**

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*В настоящей статье представлены алгоритмы определения и воспроизведения нагрузок на рулевых приводах с помощью класса ферромагнитных эмульсионных муфт и формирования структур сигналов управления при работе на стендах и в процессе математического моделирования рулевых трактов БПЛА.*

В работе [1] предложена методология разработки и испытаний унитарных электрогидросистем совместно с гибридными усилителями-преобразователями, образующими вместе с БЦВМ рулевой тракт, которая позволила существенно сократить время от начала работ до проведения летных испытаний. Настоящая работа развивает данную методологию в части оптимальной реализации нагрузок на рулевые органы, увеличившихся в 2-3 раза в связи с ростом скоростей движения БПЛА. Также частотный спектр действия нагрузок в зависимости от интервала движения по траектории расширился от долей до 5 и более Гц. Поэтому возникла задача достоверного воспроизведения этого спектра нагрузок на силовых органах рулей по траектории движения изделий. Эту задачу необходимо было решать в короткие сроки, поэтому вместо традиционно-

го создания управляемых нагрузочных электрогидрокомплексов, было предложено использовать класс ферромагнитноэмульсионных нагрузочных устройств (ФНУ).

Целесообразность использования ФНУ подтверждается их постоянной готовностью к эксплуатации для нагружения рулевых приводов как с поступательными, так и с вращательными движениями их силовых органов. При этом набор ФНУ типа порошковый тормоз (ПТ) обеспечивает воспроизведение широкого диапазона нагрузок и скоростей, для преодоления которых привод должен развивать мощность от единиц до нескольких тысяч Вт. Тем самым ФНУ соответствующих типов обеспечивают испытания широкого класса рулевых приводов БПЛА без необходимости создания нагрузочных комплексов различной мощности и вида движений их силовых органов. Параметры усилий, формируемых ФНУ под действием подаваемых на его вход сигналов постоянного тока, достаточно полно изложены в технической литературе. Однако, для их автоматизированного применения в статических и динамических режимах работы рулевых приводов при моделировании процессов управления БПЛА оказалось необходимым разработать новые алгоритмы взаимосвязи движений силовых органов ФНУ с полярностями и скоростями движений рулевых приводов. Алгоритмы данного взаимодействия необходимы для получения достоверных результатов по допустимым расходам энергии электробатарей любого типа при имеющихся ограничениях на потребляемые приводами значения напряжений и токов. В свою очередь предлагаемые алгоритмы позволяют выделить множество траекторий движения БПЛА, удовлетворяющих критериям его устойчивости и одновременно допустимым условиям работы рулевых приводов совместно с электробатареями. Применение предлагаемых ФНУ с использованием алгоритмов идентификации усилий на силовых органах приводов произвольного типа позволяет наряду с достоверной имитацией их работы в составе изделия существенно сократить время и стоимость проведения их испытаний за счет исключения трудоемкого создания и обслуживания специализированных нагрузочных комплексов.

При использовании ФНУ был решен ряд задач идентификации процессов его взаимодействия с приводами для получения соответствующей методологии. Ниже эти задачи последовательно рассмотрены для унитарных электрогидравлических приводов с поступательным движением силового штока, каждый из которых содержит насосную станцию с электродвигателем в своем составе:

1. Способ представления траектории движения и формирования ее параметров.
2. Разработка критерия знаков усилий при окончании переходного процесса в зависимости от координат штока РП.
3. Разработка критерия направленности действия нагрузки на интервалах перемещений силового штока.

Реальные процессы управления БПЛА характеризуются высоко частотными и медленно меняющимися составляющими значениями угловых скоростей и нагрузок от нулевых до значительных величин. Поэтому их физическая реализация требует практически безинерционного воспроизведения широкого диапазона нагрузок на стенде в пределах одной и той же траектории движения, что представляется крайне затруднительным. Другим важным обстоятельством является то, что расход энергии электробатареи, питающей РП, определяется значением среднего тока, потребляемого за все время движения БПЛА по траектории. В свою очередь значение определяется средней механической мощностью, развиваемой РП на конкретном отрезке траектории.

Поэтому предлагается способ разбиения траектории движения в виде последовательности временных отрезков, на каждом из которых достоверно определяется модуль средней скорости и нагрузки, которые являются исходными данными для их последующего воспроизведения на ФНУ. Именно этот способ трансформации траек-

тории позволяет имитировать угловые эволюции изделия и получать достоверные данные о расходе энергии. Наиболее существенным при работе с ФНУ и последующего математического моделирования работы СУ с имитацией нагрузок является алгоритмизация знаков направлений действия нагрузок как в стационарных, так и в переходных режимах. На основании экспериментальных исследований перемещений силовых органов под нагрузкой был сформирован обобщенный алгоритм, заключающийся в том, что знак действия нагрузки с использованием ФНУ определяется знаком развиваемой скорости перемещения силового органа и не зависит от знака его исходного положения. При подаче знакопеременных сигналов управления различной амплитуды необходимо так же определить знак усилия нагрузки, сопровождающей перемещение между двумя последовательными во времени положениями штока, т.е. тормозящее или помогающее действие. В результате анализа массива экспериментальных исследований был установлен критерий направленности действия ФНУ. На основании данного критерия и указанных алгоритмов была получена методика начальной установки привода для получения требуемого знака действия нагрузки в начале движения.

Для решения задач экспериментальной наземной отработки РП под нагрузкой предложен способ определения усилий при синусоидальном сигнале управления, отличающийся тем, что фиксируют значения усилий, соответствующие максимальным значениям перемещений штока. Данный способ представляется более достоверным, чем определение значений усилия при подаче статических сигналов, поскольку основной режим работы привода в первом приближении близок к перемещению силового штока по синусоидальному закону. В результате получены экспериментальные зависимости усилий от амплитуды и частоты входного сигнала управления при различных нагрузках, которые приведены в статье и использованы при формировании режимов работы привода для получения энергетических характеристик его работы по траектории движения.

4. Алгоритм формирования сигнала управления при полученных усилиях и угловых скоростях движения.

С помощью приведенных алгоритмов доказывается, что единственной формой сигнала управления и соответственно перемещения рулей является его треугольная форма. Параметры треугольного сигнала вычисляются по значениям нагрузок и скоростей. На основании изложенных результатов исследований можно сделать следующие выводы:

– разработаны алгоритмы управления нагрузочными устройствами и силовыми приводами, позволяющие оценить их переходные и динамические процессы при действии нагрузок против движения силового органа для класса ферромагнитно-мультипликаторных муфт;

– предложены треугольные структуры сигналов управления, позволяющие имитировать моменты нагрузок и соответствующие им скорости перемещения рулевых органов БПЛА, т.е. их работу при движении изделий по траектории.

В результате использования предложенных алгоритмов и параметров входных сигналов результаты моделирования и НИ одного из БПЛА подтвердили их достоверность и целесообразность использования.

#### Литература

- [1] Особенности разработки и методология испытаний рулевых приводов БПЛА / Д.В. Барков, М.С. Бураков, А.И. Бурганский и др. // Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея XL Академических чтений по космонавтике, Реутов, 2016 г.

## ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ТРЕХМЕРНОЙ ВИЗУАЛИЗАЦИИ ГЕОДАННЫХ ДЛЯ РАБОТЫ В УСЛОВИЯХ АППАРАТНЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ

**И.Л. Кленов**  
**А.Г. Виноградов**

**vpk@vpk.npomash.ru**  
**vpk@vpk.npomash.ru**

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Ряд систем, разрабатываемых АО «ВПК «НПО машиностроения», имеют целевой платформой ОС МСВС 5.0 — по факту, не предоставляющую аппаратной поддержки трехмерной графики. В работе рассматривается способ решения проблемы с использованием режима «software rendering» — отрисовки 3D-графики средствами ЦПУ АРМ. Анализируются основные ограничения и недостатки режима применительно к задачам построения системы трехмерной визуализации геоанных. Исследуются ограничения, накладываемые платформой. Предлагаются принципы построения системы визуализации в условиях существенных аппаратных ограничений.*

Системы трехмерной визуализации геоанных (СТВГ) являются развитием традиционных геоинформационных систем (ГИС). Их ценность в том, что за счет перехода от «плоского» картографического вида к интерактивному трехмерному глобусу, оператор получил возможность оценивать данные в географическом контексте [1]: наглядно видеть возвышение структур рельефа ландшафта, пределы радиогоризонта, реальную форму орбит КА, суточные циклы освещения земной поверхности и проч.

Ряд специального программного обеспечения (СПО), разрабатываемого АО «ВПК «НПО машиностроения», имеет целевой платформой операционную систему (ОС) МСВС 5.0. Проблема заключается в том, что данная ОС, в силу редкого ее обновления на фоне активного развития средств вычислительной техники, имеет крайне ограниченную поддержку плат трехмерных ускорителей. В итоге, на целевых АРМ по факту отсутствует аппаратная поддержка любой трехмерной графики (отсутствует аппаратное ускорение). Исходя из этого, невозможным становится применение большинства существующих современных решений в области трехмерной визуализации геоанных.

Таким образом, была поставлена и решена задача реализации СТВГ на платформе, где для этого отсутствует поддержка трехмерной графики на уровне аппаратных средств.

До середины 90-х годов подобные задачи повсеместно решались без использования аппаратных трехмерных ускорителей. Все операции рендеринга (визуализации трехмерной сцены, от англ. «rendering») производились центральным процессорным устройством (ЦПУ) АРМ. Однако, данный подход, получивший название software rendering, был обусловлен отсутствием альтернатив, и имел множество недостатков.

К настоящему моменту, software rendering как режим отрисовки трехмерной графики существует в современных ОС скорее как резервный. Данный режим обеспечивает базовый функционал трехмерного ускорителя средствами ЦПУ, но имеет крайне низкую производительность (до 10-100 раз медленнее аппаратного ускорения), и оттого практически не востребован на практике [2].

В данной работе рассматриваются основные ограничения и недостатки подхода software rendering применительно к задачам построения СТВГ. Отправной точкой для исследования была выбрана библиотека osgEarth, являющаяся распространенным решением для построения СТВГ.

Будучи собранной с учетом специфики платформы, библиотека продемонстрировала лишь частичную работоспособность в режиме software rendering. Результат

был проанализирован, выбраны основные метрики-критерии функциональности визуализации. В качестве метрик установлены: уровень графических артефактов, кадровая частота, время между действием оператора и откликом программы, время загрузки.

Для воплощения подхода *software rendering* на практике, в работе применена библиотека *OpenSceneGraph*. Данная библиотека является программной оберткой над системными библиотеками ОС, реализующими стандарт *OpenGL*.

Были произведены исследования ограничений, накладываемых платформой и выбранным инструментарием. Результатом исследования стали выведенные в работе основные принципы построения СТВГ в условиях существенных аппаратных ограничений — такие, как:

- отказ от использования шейдерных подпрограмм любой сложности;
- строгое ограничение и контроль бюджета полигонов сцены;
- отказ от массового использования текстурированных объектов по причине медленной работы алгоритмов *texture mapping* на ЦПУ;
  - по возможности, замена любых текстурированных объектов (даже таких, как иконки объектов на карте, отметки точек, текстовые метки) их полигональными нетекстурированными аналогами;
  - минимизация объема операций растеризации по причине низкого *fill rate* (скорости заполнения пикселями области кадра). Построение трехмерной сцены с учетом требований поддержания низкого *fill percentage* — процента заполнения экрана трехмерными объектами. Чем больше площади кадра занимают объекты — тем медленнее отрисовывается кадр;
  - активное уменьшение процента перерисовки объектов друг поверх друга с использованием механизмов отсечения невидимых поверхностей перед отрисовкой — таких, как техники *occlusion culling*.
  - отказ от сложных визуальных эффектов и алгоритмов улучшения картинки вроде полноэкранного сглаживания.

В то же время в работе получены интересные результаты — установлено, что использование стандартной модели освещения и применение полупрозрачных объектов при применении механизмов *software rendering* не создает значительной вычислительной нагрузки на аппаратные средства — тогда как для ранних трехмерных ускорителей подобные эффекты обыкновенно создавали существенные трудности.

В работе также предлагается структура многопоточной СТВГ, учитывающая последовательный характер работы выбранного режима рендеринга. В частности, отличия *software rendering* от режима с аппаратным ускорением заключаются в порядке выполнения операций. Предлагаемый в работе подход с введением в иерархию объектов-заместителей и «ленивой» (*lazy*) инициализацией их параметров позволяет накапливать изменения между процессами отрисовки и применять их пакетно, сокращая избыточную нагрузку или растягивая процесс изменения сцены на несколько кадров. Это позволяет добиться равномерной и стабильной кадровой частоты в любых условиях.

Реализованная согласно приводимым в работе принципам СТВГ используется в ряде СПО, разрабатываемого в рамках ОКР, проводимых АО «ВПК «НПО машиностроения». Система также предполагается для визуализации результатов алгоритма анализа и оптимизации планирования с использованием поиска по дереву сценариев, рассматриваемого в других работах авторов [3].

### Литература

- 1) Бобков А.Е. Интерактивная визуализация 3D-данных на виртуальном глобусе в стереоскопических системах // ФГБОУ ВПО «Нижегородский государственный архитектурно-строительный университет». Нижний Новгород, 2013. 151 с.
- 2) Steve Baker. Will CPU's ever get fast enough so we won't need graphics acceleration anymore? // Researches by S.J. Baker. 2002. URL: [https://sjbaker.org/steve/omniv/cpu\\_versus\\_gpu.html](https://sjbaker.org/steve/omniv/cpu_versus_gpu.html) (дата обращения 25.08.2018).
- 3) Кленов И.Л. Алгоритм оценки эффективности расположения боевых единиц на морском театре военных действий на основании показателей RICAL // Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея XLI Академических чтений по космонавтике, вып. 5. Реутов, АО «ВПК «НПО машиностроения», 2017. 532 с.

## РАЗРАБОТКА СЕРВИСА 3D-МОДЕЛИРОВАНИЯ НА ОСНОВЕ ОБЛАЧНОЙ СРЕДЫ ВЫЧИСЛЕНИЙ

**В.В. Ашакин**

АО «ВПК «НПО машиностроения»

*Современные средства 3D-моделирования и визуализации позволяют значительно сократить время разработки и испытания изделий аэрокосмической отрасли, а также значительно сократить финансовые издержки за счет сокращения количества полунатурных испытаний.*

При внедрении сред 3D-моделирования и САПР возникает ряд проблем: мощности АРМ может не хватить, а высокопроизводительную АРМ и дорогостоящее ПО ставить каждому конструктору экономически не эффективно; работа программного продукта не всегда возможна из-за несовместимости с ОС, установленной на АРМ пользователя; необходимость работать с разными версиями ПО, которые не могут одновременно работать на одной и той же ОС; обеспечение достаточной безопасности данных, с которыми работает конструктор.

Данные проблемы можно решить путем развертывания средств 3D моделирования и САПР на вычислительных и графических кластерах обработки данных, а также последующей виртуализацией программных комплексов на них. Облачный сервис для организации работы на кластерах параллельных вычислений и визуализации. В основе лежат технологии контейнерной виртуализации (cgroups, lxc, docker), обеспечивающие изоляцию виртуальных рабочих мест, программного окружения и безопасность данных.

При работе в виртуальной среде необходимо создать систему контроля для управления ресурсами системы в зависимости от стоящей задачи. Конструктор подключается к WEB-сервису и авторизуется в нем, затем в системе выбирает в какой программной среде будет вестись моделирование. Система со своей стороны выделяет необходимые программные ресурсы для решения поставленной пользователем задачи. Либо отправляет сообщение о занятости вычислительных ресурсов и указанием времени, когда необходимые ресурсы для решения поставленной задачи будут свободны.

В качестве АРМ могут выступать ПК с ограниченными вычислительными ресурсами, а также «тонкий» клиент. Для работы необходимы браузер и gdr-клиент. Поддерживаются ОС семейства Windows, Linux, Android.

Традиционные типы виртуализации, например, KVM тратят ресурсы сервера на обслуживание самой виртуальной среды, в случае же контейнера до 95 % мощности

отдается непосредственно в контейнер, и он работает по сути на уровне хостовой машины. Если происходит какая-то нештатная ситуация внутри контейнера, то она никак не затрагивает работу хостовой системы.

Управление контейнерами производится с помощью программного обеспечения для автоматизации развертывания и управления приложениями в среде виртуализации на уровне операционной системы. Контейнер — это изолированное виртуальное окружение с собственным пространством процессов и сетевым стеком. Контейнер запускается как экземпляр подготовленного образа на основе ОС Linux. Образ — это сущность, в которой расположены ПО со всеми необходимыми компонентами для его работы.

Для каждой среды САПР или 3D-моделирования создается свой образ с необходимым ПО и зависимостями. Для работы в среде визуализации в образ устанавливаются и настраиваются драйверы видеокарты.

Для работы пользователя производится развертывание контейнера на основе необходимого образа. Для работы контейнера выделяются необходимые аппаратные ресурсы. После завершения пользователем работы контейнер удаляется, освобождая аппаратные ресурсы. Контейнеры полностью изолированы друг от друга и от внешней среды.

Необходимые компоненты устанавливаются на каждый хост вычислительного кластера и кластера визуализации. Веб-сервис, хранилище образов, оркестратор, полагаются на своих виртуальных машинах среды виртуализации предприятия вне вычислительного кластера. Пользовательские данные могут храниться на сетевых дисках Windows DFS, либо на SMB-share.

Веб-сервис разрабатывается на языке программирования Python 3 и его веб-фреймворке Django 2. Функционирует на основе ОС Linux. Сервис должен поддерживать авторизацию пользователей на основе интеграции с Windows AD или Samba AD. Для работы веб-сервиса необходимо создать модули авторизации; интерфейс пользователя и администратора; модуль взаимодействия с Оркестратором; модуль анализа загруженности систем; модуль предоставления доступа пользователю к рабочему контейнеру и др.

На АРМ пользователя необходимо установить gdr-клиент и браузер.

Часть вышеописанных модулей можно сделать на основе уже созданного СПО.

### Литература

- [1] Матиас К., Кейн С., Docker: Up & Running. O'Reilly Media, 2015.
- [2] Иванов К. Containerization with LXC. O'Reilly Media, 2017.
- [3] Виано А. Docker for Cross Platform, O'Reilly Media.

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 2

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. 30,39. Тираж 650 экз. Заказ .

Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.  
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.  
[press@bmstu.ru](mailto:press@bmstu.ru)  
[www.baumanpress.ru](http://www.baumanpress.ru)

Отпечатано в типографии МГТУ им. Н.Э. Баумана.  
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.  
[baumanprint@gmail.com](mailto:baumanprint@gmail.com)